TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA — MAJ 1936 r. Nr. 5

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ

O KONTROLI JAKOŚCI STALI NA PODSTAWIE PRÓBY WIELKOŚCI ZIARNA Mc Quaid'a i Ehn'a

Inż. ZDZISŁAW HAYTO

CZĘŚĆ I

Analiza chemiczna i własności wytrzymałościowe stali nie dają jeszcze całkowitej oceny jakości tego materjału. Należy jeszcze znać jej strukturę wewnętrzną i zachowywanie się w obróbce termicznej i mechanicznej. Pomiar wielkości ziarna może nam pod tym względem dużo dopomóc. Okazuje się bowiem, że dwie stale o tej samej analizie chemicznej, lecz o różnej wielkości ziarna zachowują się różnie w obróbce termicznej, jeżeli chodzi o efekt końcowy, różnią się w obrabialności i w niektórych własnościach mechanicznych. Obszerne badania, które będą omawiane w dalszym ciągu tego artykułu, wykazały, że na wielkość ziarna ma wpływ metoda stosowana do odtleniania stali przy wytopie.

Amerykanie doceniając znaczenie kontroli wielkości ziarna stali już od roku 1922 wypuszczają na rynek stal o kontrolowanym ziarnie, którego wielkości można zgóry od dostawcy zażądać. Nie jest rzeczą łatwą dla konsumenta określić, jaką wielkość ziarna należy zażądać; wymaga to pozatem wykonania szeregu prób, gdyż nie można powiedzieć, która stal, drobnoziarnista czy gruboziarnista, jest lepsza. Jedna i druga jest dobra zależnie od tego jaki gatunek stali zamawia się i do jakiego celu ma ona służyć.

Sprawa kontroli wielkości ziarna dla części stalowych silnika lotniczego ma specjalnie duże znaczenie, gdyż tu na jakość stali i jej kontrolę stawia się bardzo duży nacisk.

Metoda kontroli ziarna opracowana przez Mc. Quaid'a i Ehn'a, amerykańskich metalurgów i pionierów tej dziedziny prób, (przepis jej wraz z tabelą wielkości ziarn podano poniżej), pozwala w dość łatwy i uporządkowany sposób prowadzić badania i samą kontrolę wielkości ziarna.

Metoda ta polega na nawęglaniu próbki badanej stali w pewnych określonych warunkach celem wytworzenia siatki cementytu i porównaniu wielkości tej siatki z tabelą znormalizowanych klas wielkości ziarna.

Opierając się na tej metodzie Wytwórnia Silników P. Z. L. pierwsza przed dwoma laty podjęła te badania, które są w toku. Z drugiej strony przemysł hutniczy rozpoczął pracę w tym samym kierunku, głównie w Hucie Baildon pod kierownictwem prof. dr. inż. I. Feszczenko-Czopiwskiego wraz z dyplomantami Akademji Górniczej w Krakowie, oraz także Huta Batory pod kierownictwem dr. inż. Z. Jasiewicza.

Kontrola wielkości ziarna daje nam jeszcze jedną korzyść o dużym znaczeniu, mianowicie, pozwala w wytwórniach na stosowanie stali o tej samej jakości dla jednej i tej samej części silnika, co ma szczególnie duże znaczenie przy masowej lub seryjnej produkcji.

TNL Nrs. 6

Rys. 1. Mikrofotografje wielkości ziarna stali chromnikiel (3,5% Ni, 1,5% Cr, 0,10% C) na krzywki rozrządu pochodzących z różnych hut po próbie Mc. Quaid'a i Ehn'a. Pow. 100 x, trawione pikrynianem sodu.
a) z huty angielskiej,
b) z I-ej huty krajowej,
c) z II-ej huty krajowej.

Jako przykład potrzeby kontroli ziarna mogą posłużyć przedstawione na rysunku 1 mikrofotografje trzech krzywek rozrządu silnika Merkury z tego samego gatunku stali chromoniklowej (3,5%Ni, 1,5%Cr, 0,10%C), lecz pochodzących z różnych hut krajowych i zagranicznych — po próbie Mc. Quaid'a i Ehn'a wykonanej w tych samych warunkach równocześnie. Wyraźnie widać różnicę wielkości ziarna między stalą z huty angielskiej (a), gdzie budowa jest drobnoziarnista równająca się klasie Nr. 6 tabeli Mc. Quaid'a, a hutami krajowemi, gdzie budowa jest gruboziarnista, odpowiadająca Nr. 2 i 3 tabeli. Każda z tych krzywek zachowywała się inaczej w obróbce termicznej.

Próba wielkości ziarna Mc Quaid'a i Ehn'a [1,2] *)

Niżej przytoczony przepis i tabele są oparte na normie przyjętej przez Amerykańskie Towarzystwo Prób Standartowych (A.S.T.M.) w r. 1933, jako mogące mieć zastosowanie w przemyśle silnikowym. Do próby tej mogą być użyte stale węgliste i stale stopowe, ale nie austenityczne (w austenitycznych stalach, wielkość ziarna widać bez nawęglania).

a) *Przepis*

1. Nawęglać próbkę badanej stali w temp. 910—930°C przez 8 godzin.

UWAGA: Do nawęglania można użyć dowolny silnie działający proszek spotykany w handlu.

2. Studzić wolno.

UWAGA: Celem nawęglania jest otrzymanie wyraźnej warstwy nadeutektoidalnej z siatką cementytu, który ponieważ wydziela się na granicach ziarna austenitu, wskazuje nam wielkość ziarna tego austenitu, o który nam w tej próbie chodzi. Z tego względu wskazane jest studzenie w skrzynce z piecem tak, aby przejście przez zakres krytyczny odbywał się z szybkością 40 do 15°C na godzinę, dla otrzymania budowy perlitycznej. W stalach stopowych, w których trudniej jest otrzymać budowę perlityczną można (jak proponuje M. A. Grossman [3]) wykonać studzenie w dwu stopniach, mianowicie: po cementacji najpierw wsadzić skrzynkę z próbkami do pieca o temp. nieco wyższej od A_1, tam potrzymać pewien czas dla zupełnego wydzielenia się cementytu na granicach ziarn austenitu, poczem studzić wolno normalnie. Sposób studzenia najlepiej jest wypróbować doświadczalnie.

Mc. Quaid (2) proponuje następujące szybkości przejścia przez zakres krytyczny przy studzeniu:

Dla stali w/g S.A.E. 2315, 4615	4	godz.
„ „ „ 2512	8	„
„ „ Kruppa 4%Ni, 1½%Cr	16	„
w/g S.A.E. 3115, 6115 węglist.	3	„

3. Zrobić z próbki szlif poprzeczny do warstwy nawęglonej na mikroskop.

UWAGA: Wrazie otrzymania zapłytkiej warstwy nadeutektoidalnej, dobrze jest zrobić szlif ukośnie przez warstwę nawęgloną, wówczas bowiem strefa nadeutektoidalna będzie miała większe pole widzenia.

4. Trawić dla otrzymania wyraźnego obrazu siatki cementytu.

UWAGA: Jako środek trawiący może być użyty albo dwuprocentowy roztór alkoholowy kwasu azotowego, (wówczas pod mikroskopem otrzymujemy siatkę cementytu, koloru białego), lub roztwor pikrynianu sodowego: 25 gr. NaOH, 2 gr. kwasu pikrynowego krystalicznego, 75 cm.³ wody; trawić około 15 minut w temp. 70—100°C. Ten ostatni sposób dobrze stosować do stali stopowych, gdzie otrzymujemy siatkę cementytu zabarwioną na czarno. Gdy próbka stali stopowych po cemen-

*) Cyfry w nawiasach kwadratowych odpowiadają spisowi literatury, który będzie podany przy końcu artykułu.

tacji była za szybko studzoną, wówczas wytrawia się pikrynianem też istniejący austenit, który zaciemnia obraz. Wówczas dobrze jest kilka razy lekko polerować i trawić naprzemian dla głębszego wytrawienia siatki cementytu.

5. Obserwować pod mikroskopem w powiększeniu stukrotnym na matówce, porównując siatkę cementytu warstwy nadeutektoidalnej i ferrytu warstwy podeutektoidalnej, z tabelą znormalizowanych wielkości ziarn (niżej załączonej) i ustalić, której klasie odpowiada obserwowana próbka.

UWAGA: W celu dokładniejszego pomiaru można mierzyć średnicę ziarn w polu widzenia i obliczyć średnią, którą można zaliczyć na podstawie tabeli cyfrowej (niżej przytoczonej) do klasy Mc. Quaid'a.

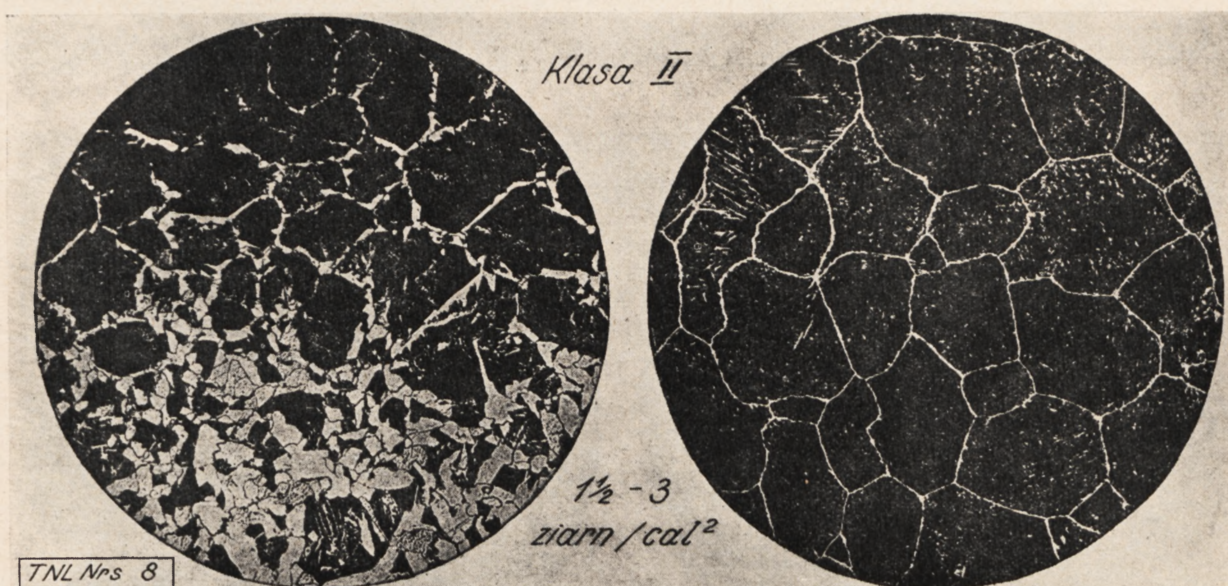
Do większej ilości pomiarów można użyć specjalnej lupki z licznikiem wielkości ziarn, skonstruowanej przez M. Grossmana wyrobu Bausch - Lomb Optical Co. — 638 St. Paul street — Rochester.

W razie istnienia mieszanej wielkości ziarn można podać przybliżoną procentowo ilość ziarn odpowiedniej klasy obliczoną ze średniej z pomiarów wykonanych na kilku polach widzenia danej próbki.

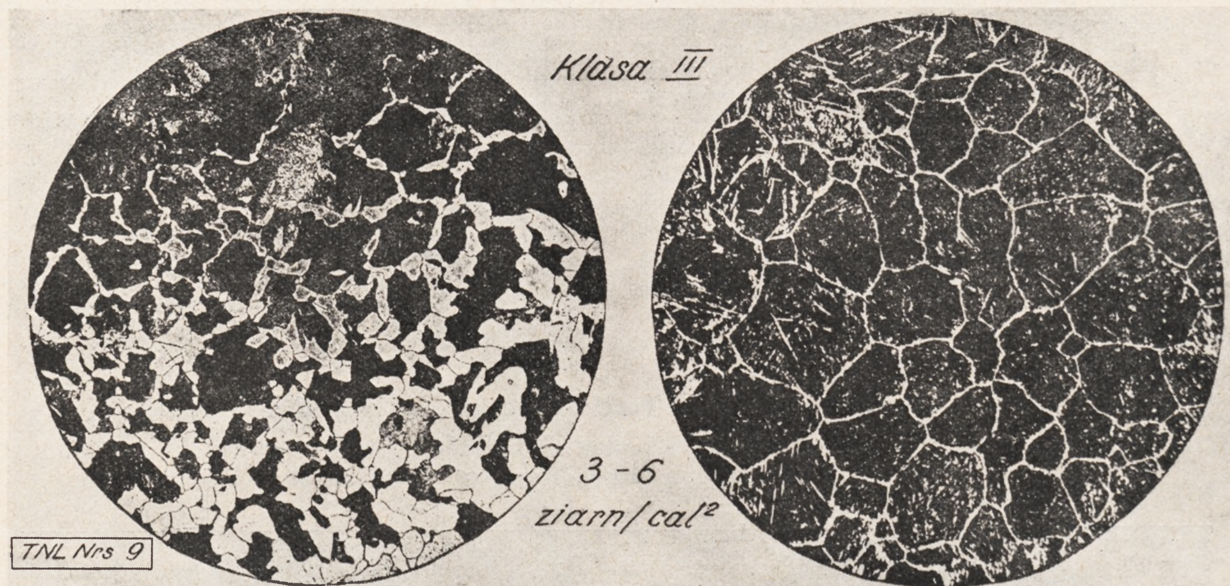
b) *Tabela znormalizowanych wielkości ziarna w/g Mc. Quaid'a i Ehn'a.*

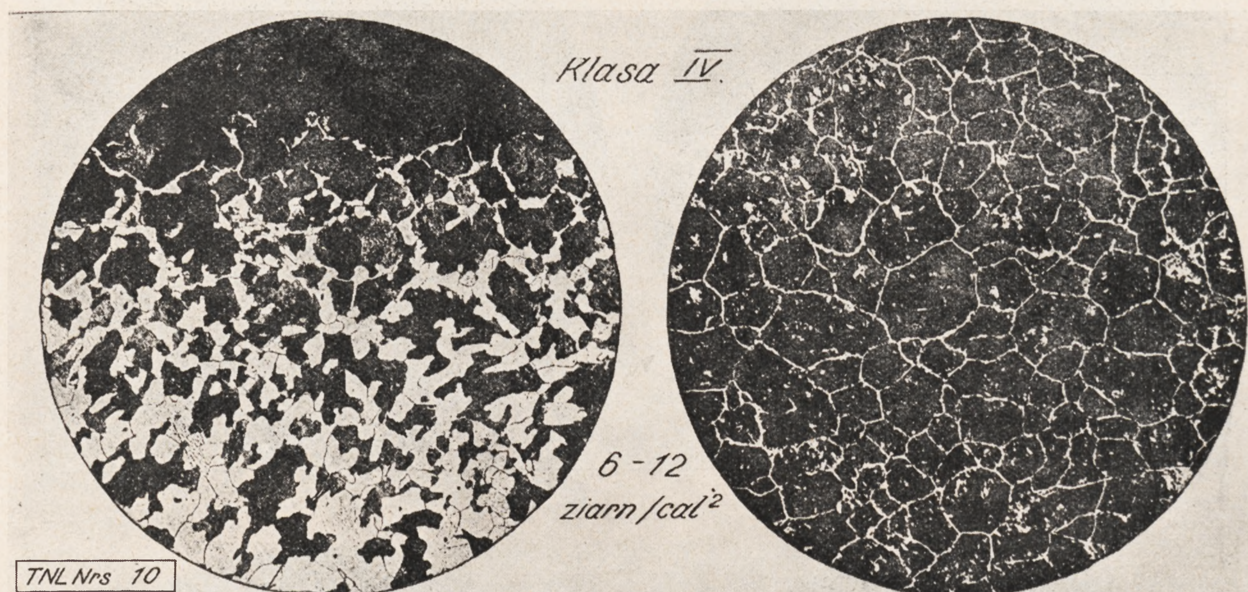
Mikrofotografje warstwy nadeutektoidalnej i podeutektoidalnej stali węglistych nawęglonych 8 godzin w temp. 930° C. i wolno studzonych w powiększeniu 100-krotnym.

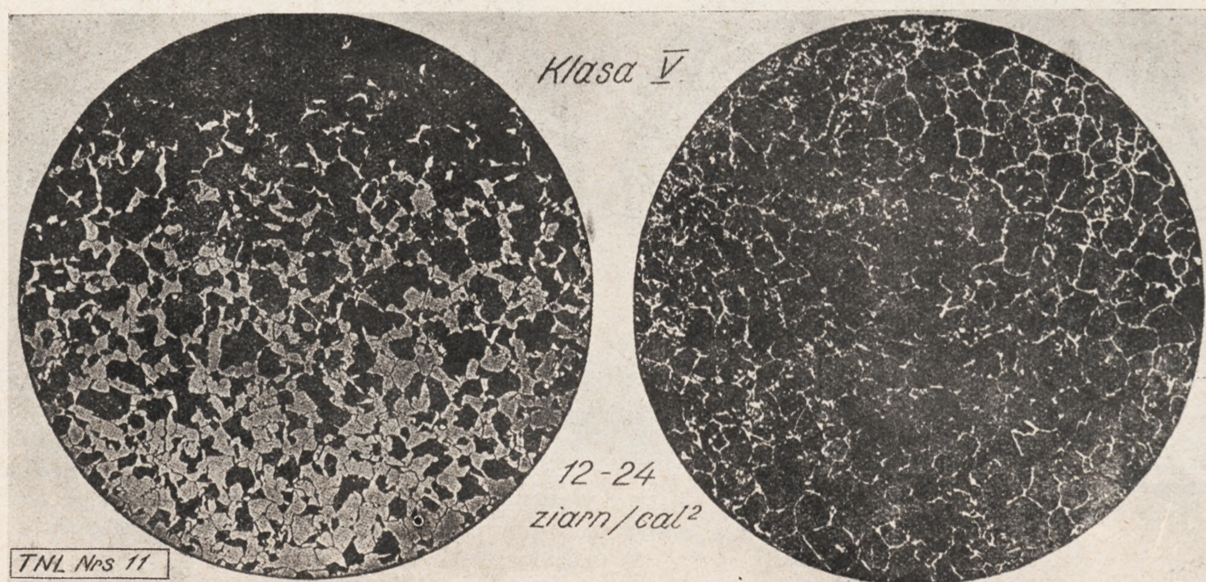




Warstwa podeutektoidalna. *Warstwa nadeutektoidalna.*







Warstwa podeutektoidalna. *Warstwa nadeutektoidalna*

Klasa VI

24 - 48 ziarn/cal²

TNL Nrs 12

Klasa VII

48 - 96 ziarn/cal²

TNL Nrs 13

Klasa VIII

96 i więcej ziarn/cal²

TNL Nrs 14

Warstwa podeutektoidalna

Warstwa nadeutektoidalna

Przeliczenie znormalizowanych wielkości ziarn w stali.

Klasy od 1 do IV zaliczane są do grupy gruboziarnistych, a od VI do VIII — do drobnoziarnistych stali. Klasa V może być zaliczona albo do jednej, albo do drugiej grupy, zależnie od tego, która grupa ziarna przeważa w próbce badanej stali.

Klasa.	Ilość ziarn na cal²		Ilość ziarn na cm²		Średnica ziarn w mm	
	min.	max.	min.	max.	min.	max.
I	do	1½	do	¼	24	i więcej
II	1½	3	¼	½	17	24
III	3	6	½	1	12	17
IV	6	12	1	2	8½	12
V	12	24	2	3½	6	8½
VI	24	48	3½	7½	4	6
VII	48	96	7½	15	3	4
VIII	96	i więcej	15	i więcej	do	3

(d. n.)

OBLICZENIA SKRZYDEŁ WIELODŹWIGAROWYCH

Dr. Inż. WITOLD BILLEWICZ

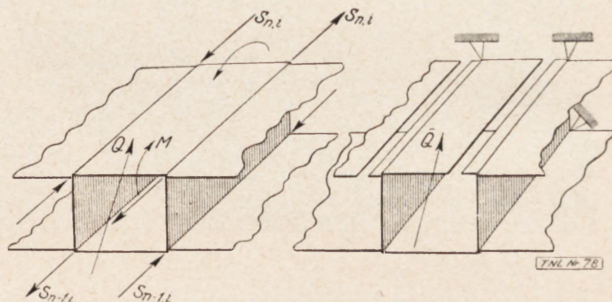
(Ciąg dalszy).

Po rozpatrzeniu metody obliczeń skrzydeł nieskończenie długich, zbadamy teraz wpływ zamocowania na rozkład naprężeń w skrzydłach o skończonej długości, wprowadzając tem samem odpowiednią poprawkę, niezbędną do obliczeń stosowanych w praktyce konstruktorskiej.

Obliczenie skrzydeł o zadanej długości skończonej

Ogólna metoda obliczeń i założenia podstawowe są tu zupełnie podobne do stosowanych dla skrzydeł nieskończenie długich. Naprężenia w przekroju badanym obliczamy oddzielnie od momentu zginającego M i od siły ścinającej Q, po sprowadzeniu której do środka skręcania otrzymujemy dodatkowy moment skręcający M_0. Moment zginający wywołuje naprężenia normalne w przekroju, określane za pomocą wzoru (1) (str. 73), moment skręcający zaś wprowadza nierównomierne odkształcenia przekrojów skrzydła, zmieniające się wraz z odległością od przekroju zamocowanego od zera do wartości maksymalnej, wywołując w ten sposób dodatkowe naprężenia normalne i związane z tem dodatkowe naprężenia styczne. Z warunków równowagi układu otrzymujemy bezpośrednio wniosek, iż dodatkowe naprężenia normalne w przekroju tworzą układ sił zrównoważony, chociaż wielkość tych naprężeń zależy oczywiście zarówno od rodzaju konstrukcji skrzydła jak i od obciążeń zewnętrznych.

Skrzydło wielodźwigarowe posiada dostateczną ilość żeber usztywniających, których ilość dla danego wypadku jest wielkością skończoną. Dla ułatwienia obliczeń zakładamy, iż obciążenie zewnętrzne rozłożone jest wzdłuż skrzydła w ten sposób, że obciąża tylko płaszczyzny żeber usztywniających, co ze względu na małą odległość między żebrami jest bardzo zbliżone do rzeczywistości. Jak i poprzednio przyjmujemy, że powłoka zewnętrzna i ścianki dźwigarów przejmują tylko naprężenia styczne (oprócz normalnych od momentu zginającego), dodatkowe zaś naprężenia normalne przejmowane są przez pasy dźwigarów. Kształt kesonów między sąsiedniemi dźwigarami zakładamy jako prostokąt, o średnich wymiarach, dających sztywność zastępczą przekroju rzeczywistego, a więc całą objętość skrzydła mamy podzieloną na „odcinki" (między sąsiedniemi żebrami), z których każdy składa się z prostopadłościanów (a oprócz tego keson przedni i tylny stanowią walce o odpowiednich podstawach). Numeracje odcinków skrzydła oznaczać będziemy za pomocą liczb kolejnych $n-1$, n, $n+1$, ... i t. d., zaś dla obwodów dwuspójnych przekroju (kesonów) analogicznemi wskaźnikami będą: $i-1$, i, $i+1$, i t. d.

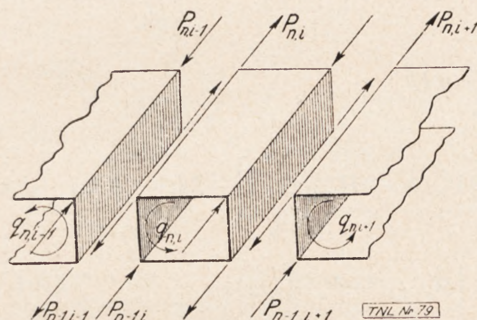


Rys. 8.

Rozpatrzymy równowagę jakiegoś odcinka skrzydła (rys. 8). Na lewy przekrój tego odcinka działa moment zginający M i siła ścinająca Q których wektory leżą w płaszczyźnie przekroju, a oprócz tego siły osiowe $S_{n-1,i}$ (odcinek n^{ty} ma lewy przekrój jako $n-1^{szy}$, prawy przekrój jako n^{ty}, rozpatrywany jest i^{ty} keson przekroju) jak podane na rys. 8-ym, pochodzą od dodatkowych naprężeń normalnych. Analogicznie na prawym przekroju odcinka mamy wektory: $\overline{M}+\overline{Q}\,l$, $\overline{Q}$ i $\overline{S}_{n,i}$ — jako dodatkowe siły normalne w pasach.

Wielkości naprężeń od momentu zginającego mamy już określone, należy więc obliczyć

teraz naprężenia pochodzące od działania siły ścinającej Q. Ze względu na założenie, że obciążenia zewnętrzne skupione są na płaszczyznach żeber usztywniających, otrzymujemy stałą siłę ścinającą na całej długości odcinka rozpatrywanego, a przyrost momentu zginającego proporcjonalny do odległości od lewego przekroju. Stosując poprzednią metodę obliczeń, robimy przecięcie powłoki wzdłuż każdego kesonu, zamieniając przekrój dwuspójny na jednospójny (rozcięty) (rys. 8 b) i wprowadzamy odpowiednie naprężenia ścinające zastępcze. Jako układ zasadniczy elementarny, prowadzący do rozwiązania zagadnienia całego układu danego (skrzydła), obieramy prostopadłościan n^{ego} odcinka skrzydła z i^{tym} kesonem przekroju.



Rys. 9.

Siły normalne w pasach i siły styczne w miejscach przecięcia powłoki są tu wielkościami statycznie niewyznaczalnemi (siły S i wydatek naprężeń ścinających $q_{n,i}$). Uwzględniając warunek, iż wydatek naprężeń $q_{n,i}$ jest stały na całym obwodzie przekroju kesonu rozpatrywanego, postąpimy w sposób następujący: każdy odcinek skrzydła (n^{t}) dzielimy na oddzielne kesony o przekrojach dwuspójnych, w przekrojach tych przykładamy siły osiowe w miejscach przecięcia pasów (zrównoważone układy sił $P_{n-1,i}$ i $P_{n,i}$), które dla przekroju prostokątnego pokazane są na rys. 9, i rozpatrujemy warunki równowagi otrzymanych w ten sposób układów. Rzeczywiste siły w pasach S otrzymamy przez odjęcie dwóch sił P we wspólnych punktach sąsiadujących kesonów, a więc dla prawych pasów otrzymujemy $|S_{n-1}|_{pr.} = |P_{n-1,i} - P_{n-1,i+1}|$, analogicznie dla lewych —

$$|S_{n-1}|_{lew.} = |P_{n-1,i} - P_{n-1,i-1}|$$

Dodatkowe naprężenia styczne w powłoce górnej i dolnej jak również w ściankach bocznych kesonu, spowodowane nierównomierną odkształcalnością przekrojów wzdłuż skrzydła, związane są zależnością:

$$\left(\tau' \cdot \delta\right)_{powł.} \cdot 2H \cdot 2h + \left(\tau' \cdot \delta\right)_{śc.} \cdot 2H \cdot 2h = 0$$

$$\text{czyli} \quad -q'_{powł.} = +q'_{śc.} \quad . \quad . \quad (10)$$

(gdzie τ' oznacza dodatkowe naprężenie styczne w powłoce, lub w ściance). Całkowity wydatek naprężeń stycznych w powłoce lub ściance może być wyrażony jako suma:

$$q_Q + q_{n,i} + q'$$

gdzie $q_Q = \frac{Q_x \cdot S_y}{I_y} + \frac{Q_y \cdot S_x}{I_x}$ jak we wzorze (3).

W dowolnym przekroju poprzecznym kesonu, odległym o x od n—1^{go} żebra usztywniającego (w n^{tym} odcinku skrzydła) znajdujemy wartość siły osiowej, uwzględniając warunek stałości sił ścinających między żebrami:

$$P_x = P_{n-1,i} + \frac{x}{l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right) \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

gdzie l — jest długością odcinka. Wzór (11) wskazujący na linjowy wzrost sił osiowych między żebrami, pozwala wyznaczyć wartości wydatków dodatkowych naprężeń stycznych, związanych zależnością (10), jako wielkości stałe dla każdego odcinka.

$$-q'_{powł.} = q'_{śc.} = \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)$$

Możemy już teraz napisać wzory dla sił ścinających, panujących w powłoce i ściankach kesonu pod wpływem całkowitego obciążenia działającego na przekrój badany.

$$\left.\begin{aligned}
\left(q^{górnej}_{powł.}\right) \cdot 2H &= Q^{górnej}_{powł.} = \left[q_{n,i} - \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)\right] 2H + \int_{C\text{-}B} q_Q \cdot dH \\
\left(q^{dolnej}_{powł.}\right) \cdot 2H &= Q^{dolnej}_{powł.} = \left[q_{n,i} - \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)\right] 2H + \int_{A\text{-}D} q_Q \cdot dH \\
\left(q^{lewej}_{śc.}\right) \cdot 2h &= Q^{lewej}_{śc.} = \left[q_{n,i} + \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)\right] 2h + \int_{B\text{-}A} q_Q \cdot dh \\
\left(q^{prawej}_{śc.}\right) \cdot 2h &= Q^{prawej}_{śc.} = \left[q_{n,i} + \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)\right] 2h - \int_{D\text{-}C} q_Q \cdot dh
\end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

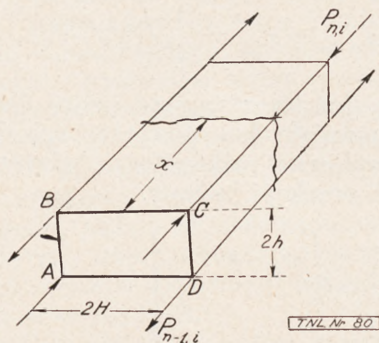
Wzory (11) i (12) użyte być mogą dla dowolnego kesonu przez zastosowanie odpowiednich wskaźników. Dla określenia naprężenia w jakimś punkcie przekroju skrzydła należy

uwzględnić wpływ sąsiednich kesonów na wielkości naprężeń w elementach wspólnych. Stan napięcia w przekroju będzie całkowicie zbadany po podaniu obciążeń przypadających na powłokę we wszystkich kesonach, na ścianki i na pasy, przyczem dla tych ostatnich podać należy obciążenie wypadkowe z dwóch kesonów przyległych.

Oznaczamy przez $(Q_c)^{\text{górnej}}_{\text{powł.}}$ i $(Q_c)^{\text{dolnej}}_{\text{powł}}$ całkowitą siłę styczną w powłokach górnej i dolnej, analogicznie przez $(Q_c)^{\text{lewej}}_{\text{śc.}}$ i $(Q_c)^{\text{prawej}}_{\text{śc.}}$ — całkowitą siłę styczną w ściankach lewej i prawej, gdzie położenie tych ścianek jest określone względem kesonu i^{tego}, który te ścianki obejmują i oczywiście nie powtarza się już w kesonach sąsiednich. Przez $S_x^{\text{pr.}}$ i $S_x^{\text{lew.}}$ oznaczamy dodatkową, (łączną) siłę normalną w przekrojach pasów, lewym i prawym, odległym o x od żebra sąsiedniego, jak na rys. 10, (nie uwzględnione tu są tylko naprężenia normalne od momentu zginającego).

$$\left.\begin{aligned}
(Q_c)^{\text{górnej}}_{\text{powł.}} &= \left[q_{n,i} - \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)\right] \cdot 2H + \int_{C\text{-}B} q_Q \cdot dH \\
(Q_c)^{\text{lewej}}_{\text{śc.}} &= \left[q_{n,i} - q_{n,i-1} + \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right) - \frac{1}{2l}\left(P_{n,i-1} - P_{n-1,i-1}\right)\right] \cdot 2h + \int_{B\text{-}A} q_Q \cdot dh \\
(Q_c)^{\text{dolnej}}_{\text{powł.}} &= \left[q_{n,i} - \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right)\right] \cdot 2H + \int_{A\text{-}D} q_Q \cdot dH \\
(Q_c)^{\text{prawej}}_{\text{śc.}} &= \left[q_{n,i} - q_{n,i+1} + \frac{1}{2l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right) - \frac{1}{2l}\left(P_{n,i+1} - P_{n-1,i+1}\right)\right] \cdot 2h - \int_{D\text{-}C} q_Q \cdot dh \\
S_x^{\text{lew.}} &= \frac{x}{l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right) - \frac{x}{l}\left(P_{n,i-1} - P_{n-1,i-1}\right) + \left(P_{n-1,i} - P_{n-1,i-1}\right) \\
S_x^{\text{pr.}} &= -\frac{x}{l}\left(P_{n,i} - P_{n-1,i}\right) + \frac{x}{l}\left(P_{n,i+1} - P_{n-1,i+1}\right) - \left(P_{n-1,i} - P_{n-1,i+1}\right)
\end{aligned}\right\} \quad (13)$$

Siły w pasach $S_x^{\text{lew.}}$ i $S_x^{\text{pr.}}$ znalezione podług wzorów (13) mają zwrot zgodny z siłami w lewej ściance kesonu jak na rys. 9, czyli siły te są rozciągającemi dla pasów górnych i ściskającemi dla pasów dolnych. (litery *A-B-C-D* odpowiadające granicom całkowania podane są na rys. 10; odnosi się to również do wszystkich wzorów poprzednich).



Rys. 10.

Dla określenia wszystkich wielkości niewiadomych stosujemy oprócz równania równowagi (4) jeszcze równania wynikające z zasady najmniejszej pracy, co daje nam tyle równań ile jest niewiadomych sił osiowych $P_{n,i}$, a oprócz tego korzystamy z warunku zupełnej sztywności żeber usztywniających (na zginanie w ich płaszczyźnie) co daje nam stały kąt skręcenia dla wszystkich obwodów dwuspójnych, a więc tyle równań ile jest niewiadomych wydatków naprężeń — $q_{n,i}$. Nieznany kąt skręcenia wyznaczamy bowiem przez stosowanie dodatkowego równania równowagi (4).

Całkowita energja potencjalna układu może być otrzymana przez sumowanie odpowiednich wyrazów, przedstawiających energję poszczególnych części składowych, a więc:

$\dfrac{Q^2_{\text{powł}}\, l}{2\, G_{\text{powł.}}\, F_{\text{powł.}}}$ dla powłoki górnej i dolnej poszczególnych odcinków o długości l,

$\dfrac{Q^2_{\text{śc.}}\, l}{2\, G_{\text{śc}}\, F_{\text{śc.}}}$ — dla ścianki lewej i prawej i

$\displaystyle\int_0^l \frac{S_x^2\, dx}{2\, E_p \cdot F_p}$ — dla pasów lewych i prawych.

Gdzie $G_{\text{powł.}}\, F_{\text{powł.}}$, $G_{\text{śc}}\, F_{\text{śc.}}$ i $E_p\, F_p$ — są to średnie wartości sztywności powłoki, ścianki i pasów, wartości zaś $Q_{\text{powł}}$, $Q_{\text{śc.}}$ i S_x określamy ze wzorów (13). Sumowanie powinno obejmować wszystkie elementy skrzydła (również keson przedni i tylny).

W wypadku ogólnym do wzoru na

$\displaystyle\int_0^l \frac{S_x^2\, dx}{2\, E_p\, F_p}$ należy podstawiać nie tylko wartość S_x ze wzoru (13), lecz również wartość siły normalnej w tym pręcie od momentu

zginającego. Lecz tu przy założonej symetrji przekroju ten wyraz dodatkowy nie wejdzie do równań odpowiadających warunkowi najmniejszej pracy, to też go pomijamy, podobnie jak w równaniu (6) braliśmy tylko energję potencjalną od sił ścinających, nie uwzględniając działania sił normalnych.

Zwrócić należy uwagę, iż równania wynikające z zasady najmniejszej pracy nie wymagają stosowania wzoru na całkowitą energję potencjalną L gdyż do wzoru $\frac{\partial L}{\partial P_{n,i}} = 0$ wystarczy brać tylko wyrazy zawierające niewiadomą $P_{n,i}$.

Odznaczając przez $L_{n,i}$ — energję odpowiadającą kesonowi (n,i), gdzie pasy i ścianki przylegające całkowicie zaliczone są do tego kesonu otrzymujemy wzór:

$$\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n,i}} + \frac{\partial L_{n+1,i}}{\partial P_{n,i}} = 0 \quad . \; . \; . \; . \quad (14)$$

gdzie

$$L_{n,i} = \frac{(Q^2)^{\text{górnej}}_{\text{powł}} \cdot l}{2G_{\text{powł.}} \cdot F_{\text{powł.}}} + \frac{(Q^2)^{\text{dolnej}}_{\text{powł.}} \cdot l}{2G_{\text{powł}} \cdot F_{\text{powł.}}} +$$
$$+ \frac{(Q^2)^{\text{lewej}}_{\text{śc.}} \cdot l}{2\,G_{\text{śc.}} \cdot F_{\text{śc.}}} + \frac{(Q^2)^{\text{prawej}}_{\text{śc.}} \cdot l}{2\,G_{\text{śc.}} \cdot F_{\text{śc.}}} +$$
$$+ 2\int_0^l \frac{(S_x^2)^{\text{lew.}} \cdot dx}{2\,E_p \cdot F_p} + 2\int_0^l \frac{(S_x^2)^{\text{pr.}} \cdot dx}{2\,E_p \cdot F_p} \quad . \; . \quad (15)$$

Znajdziemy teraz wartość pochodnej $\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n,i}}$, przedstawiając ją w postaci wielomianu:

$$\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n,i}} = p_1 \cdot P_{n,i+1} + p_2 \cdot P_{n,i} + p_3 \cdot P_{n,i-1} +$$
$$+ t_1 \cdot P_{n-1,i+1} + t_2 \cdot P_{n-1,i} + t_3 \cdot P_{n-1,i-1} +$$
$$+ r_1 \cdot q_{n,i+1} + r_2 \cdot q_{n,i} + r_3\, q_{n,i-1} + f_{n,i}(q_Q) \quad . \quad (16)$$

Wartości spółczynników p, t i r obliczonych przez podstawienie poszczególnych wartości z równ. (13). do równ. (15). podajemy, stosując oznaczenia z pracy p. Kisielewa (Technika Wozdusznogo Flota) chociaż wyniki obliczeń bieżących znacznie się różnią od tamtych ze względu na błędy w pracy wymienionej. Oznaczamy:

$$\alpha = \frac{H^2}{l^2} \cdot \frac{E_p F_p}{G_{\text{powł}} F_{\text{powł.}}}, \quad \beta = \frac{h^2}{l^2} \cdot \frac{E_p F_p}{G_{\text{śc.}} F_{\text{śc.}}}, \quad \delta = \frac{l}{E_p F_p}$$

otrzymujemy wówczas:

$$p_1 = -\frac{h^2}{l \cdot G_{\text{śc.}} F_{\text{śc.}}} - \frac{2\,l}{3\,E_p F_p} = -(3\beta + 2)\frac{\delta}{3},$$

$$t_1 = -p_1 \frac{l}{E_p F_p} = (3\beta - 1)\frac{\delta}{3},$$

$$r_1 = -\frac{2\,h^2}{G_{\text{śc.}} \cdot F_{\text{śc.}}} = -2\beta\delta l,$$

$$p_2 = \frac{2\,H^2}{l \cdot G_{\text{powł}} \cdot F_{\text{powł.}}} + \frac{2\,h^2}{l\,G_{\text{śc.}} \cdot F_{\text{śc.}}} + \frac{4\,l}{3\,E_p F_p} =$$
$$= \left[3(\alpha + \beta) + 2\right]\frac{2\,\delta}{3},$$

$$t_2 = -\frac{2\,H^2}{l \cdot G_{\text{powł.}} \cdot F_{\text{powł.}}} - \frac{2\,h^2}{l \cdot G_{\text{śc.}} \cdot F_{\text{śc.}}} +$$
$$+ \frac{2\,l}{3\,E_p F_p} = -\left[3(\alpha + \beta) - 1\right]\frac{2\,\delta}{3},$$

$$r_2 = -\frac{4\,H^2}{G_{\text{powł.}} F_{\text{powł.}}} + \frac{4\,h^2}{G_{\text{śc.}} \cdot F_{\text{śc.}}} = -4(\alpha - \beta)\delta \cdot l$$

$$p_3 = p_1, \quad t_3 = t_1, \quad r_3 = r_1$$

i

$$f_{n,i}(q_Q) = -\frac{1}{2G_{\text{powł.}}\delta_{\text{powł.}}}\left[\int_{C\text{-}B} q_Q \cdot dH + \int_{A\text{-}D} q_Q \cdot dH\right] + \frac{1}{2\,G_{\text{śc.}}\,\delta_{\text{śc}}}\left[\int_{B\text{-}A} q_Q \cdot dh - \int_{D\text{-}C} q_Q \cdot dh\right]$$

gdzie $\delta_{\text{powł.}}$ i $\delta_{\text{śc.}}$ oznaczają grubość powłoki i ścianki.

Dla dalszych wzorów będziemy używali upraszczających oznaczeń:

$$3\,t_1 = (3\beta - 1) \cdot \delta = a, \quad -3\,p_1 = (3\beta + 2)\,\delta = b,$$

$$-3r_1 = 6\beta\delta l = c, \quad -3\,t_2 = 2\left[3(\alpha + \beta) - 1\right]\delta = A,$$

$$3\,p_2 = 2\left[3(\alpha + \beta) + 2\right]\delta = B,$$

$$-3\,r_2 = 12\,l \cdot (\alpha - \beta) \cdot \delta = C.$$

Ze wzorów poprzednich możemy określić również wartość pochodnej $\frac{\partial L_{n+1,i}}{\partial P_{n,i}}$; w tym celu ze wzoru (15) znajdujemy pochodne $\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n,i}}$ i $\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n-1,i}}$ i korzystając z równań (13) otrzymujemy zależność:

$$\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n-1,i}} = -\frac{\partial L_{n,i}}{\partial P_{n,i}} + \int_0^l \frac{2\,S_x^{\text{lew}}\,dx}{E_p F_p} - \int_0^l \frac{2\,S_x^{\text{pr.}}\,dx}{E_p \cdot F_p},$$

która po podstawieniu $n+1$ zamiast n da nam wartość szukaną:

$$\frac{\partial L_{n+1,i}}{\partial P_{n,i}} = -\Big[(p_1 + \delta)\,P_{n+1,i+1} + (p_2 - 2\delta) \cdot P_{n+1,i} +$$
$$+ (p_3 + \delta)\,P_{n+1,i-1} + (t_1 + \delta)\,P_{n,i+1} + (t_2 - 2\delta)\,P_{n,i} +$$
$$+ (t_3 + \delta)\,P_{n,i-1} + r_1 \cdot q_{n+1,i+1} + r_2 q_{n+1,i} +$$
$$+ r_3 \cdot q_{n+1,i-1} + f_{n+1,i}(q_Q)\Big] \quad . \; . \; . \quad (17)$$

Równanie (14) otrzyma teraz postać następującą:

$$a_{n+1,i} \cdot P_{n+1,i+1} - (b_{n+1,i} + b_{n,i}) \cdot P_{n,i+1} +$$
$$+ a_{n,i} \cdot P_{n-1,i+1} - A_{n+1,i} \cdot P_{n+1,i} +$$
$$+ (B_{n+1,i} + B_{n,i})P_{n,i} - A_{n,i}\,P_{n-1,i} + a_{n+1,i}\,P_{n+1,i-1} +$$
$$- (b_{n+1,i} + b_{n,i})\,P_{n,i-1} + a_{n,i}\,P_{n-1,i-1} +$$
$$+ c_{n+1,i}\,q_{n+1,i+1} - c_{n,i}\,q_{n,i+1} + C_{n+1,i}\,q_{n+1,i} +$$
$$- C_{n,i}\,q_{n,i} + c_{n+1,i}\,q_{n,i} - c_{n,i}\,q_{n,i-1} - 3\,f_{n+1,i}(q_Q) +$$
$$+ 3\,f_{n,i}(q_Q) = 0 \quad . \; . \; . \quad (18)$$

Równanie to nazwać można równaniem dziewięciu sił osiowych przy jednoczesnem obciążeniu zginającem i skręcającem skrzydła; ilość tych równań odpowiada ilości kesonów w skrzydle t. j. $(n.i)$, a więc ilości niewiadomych sił osiowych. Dla kesonów przy kadłubie (koniec kesonu sztywno zamocowany) równanie (18) może być również wykorzystane po podstawieniu

$$A_{n+1} = B_{n+1} = C_{n+1} = f_{n+1}(q_Q) = a_{n+1} = = b_{n+1} = c_{n+1} = 0,$$

gdyż jest to n^{ty} keson, a więc dla następnego $n+1^{go}$ odcinka skrzydła otrzymujemy wartość długości zerową. Stąd dla kesonów przy kadłubie mamy zależność:

$$-b_{n,i}P_{n,i+1} + a_{n,i}P_{n-1,i+1} + B_{n,i}P_{n,i} - A_{n,i}P_{n-1,i} + -b_{n,i}P_{n,i-1} + a_{n,i}P_{n-1,i-1} - c_{n,i}q_{n,i+1} - C_{n,i}q_{n,i} + - c_{n,i}q_{n,i-1} + 3f_{n,i}(q_Q) = 0 \quad . \quad . \quad (18')$$

Dla skrzydła dwudźwigarowego, gdzie oprócz kesonu środkowego między dźwigarami mamy jeszcze przedni i tylny keson, które również przenoszą naprężenia styczne, stosujemy równania (18) i (18') przy założeniu, że siły osiowe ze wskaźnikami $i-1$ i $i+1$ są równe zeru. Wówczas $(i-1)^{szy}$ keson oznaczamy jako przedni, i^{ty} keson jako środkowy i $(i+1)^{szy}$ jako tylny, z odpowiedniemi znaczkami „prz" „śr" i „tyl".

Wówczas dla odcinka dowolnego:

$$-A_{n+1} \cdot P_{n+1} + (B_{n+1} + B_n)P_n - A_n \cdot P_{n-1} + + c_{n+1} \cdot q_{n+1,tyl} - c_n q_{n,tyl.} + C_{n+1} q_{n+1,śr} - C_n q_{n,śr.} + + c_{n+1} q_{n+1,prz.} - c_n q_{n,prz.} - 3f_{n+1}(q_Q) + + 3f_n(q_Q) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

i dla odcinka przy kadłubie:

$$B_n P_n - A_n P_{n-1} - c_n q_{n,tyl.} - C_n q_{n,śr.} - c_n \cdot q_{n,prz.} + + 3f_n(q_Q) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19')$$

Rozpatrzymy teraz wielkość kąta skręcenia skrzydła, który jest stały dla całego przekroju. Oznaczamy przez $\Delta\varphi$ kąt kręcenia n^{go} odcinka skrzydła o długości l, stosujemy tu metody zupełnie te same jak dla skrzydła nieskończenie długiego (równ. 5te), wówczas:

$$\Delta\varphi = \frac{1}{2F_{n,i}} \cdot \frac{\partial L_{n,i}}{\partial q_{n,i}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

obliczamy:

$$\frac{\partial L_{n,i}}{\partial q_{n,i}} = \frac{8H^2 l}{G_{powl.} F_{powl.}} \cdot q_{n,i} + + \frac{2H \cdot l}{G_{powl.} F_{powl.}} \left(\int_{C\text{-}B} q_Q \cdot dH + \int_{A\text{-}D} q_Q \cdot dH \right) + - \frac{4H^2}{G_{powl} F_{powl.}} \left(P_{n,i} - P_{n-1,i} \right) + + \frac{4h^2 l}{G_{śc} F_{śc.}} \left(q_{n,i} - q_{n,i-1} \right) + \frac{2hl}{G_{śc} F_{śc.}} \int_{B\text{-}A} q_Q \cdot dh + + \frac{4h^2}{G_{śc.} F_{śc.}} \left(P_{n,i} - P_{n-1,i} \right) + - \frac{2h^2}{G_{śc.} F_{śc.}} \left(P_{n,i-1} - P_{n-1,i-1} \right) + + \frac{4h^2 l}{G_{śc.} F_{śc.}} \left(q_{n,i} - q_{n,i+1} \right) - \frac{2hl}{G_{śc.} F_{śc.}} \int_{D\text{-}C} q_Q \, dh + - \frac{2h^2}{G_{śc.} F_{śc.}} \left(P_{n,i+1} - P_{n-1,i+1} \right),$$

gdzie

$$F_{powl.} = 2H \cdot \delta_{powl.}, \quad F_{śc} = 2h \cdot \delta_{śc.}, \quad F_{n,i} = 4Hh.$$

Oznaczając przez γ_n jednostkowy kąt skręcenia, jak dla skrzydła nieskończenie długiego, przy obciążeniu czystym momentem skręcającym (wzór 8^y), otrzymujemy:

$$\gamma_n = \frac{q_{n,i}}{2F_{n,i}} \cdot \frac{4H}{G_{powl.} \delta_{powl.}} + \frac{(q_{n,i} - q_{n,i-1})\, 2h}{2F_{n,i} G_{śc.} \cdot \delta_{śc.}} + + \frac{(q_{n,i} - q_{n,i+1})\, 2h}{2F_{n,i} G_{śc.} \cdot \delta_{śc.}}$$

odpowiedni efekt zaś, pochodzący od działania siły ścinającej, dla skrzydła nieskończenie długiego, oznaczony przez α_i na str. 76, może tu być przedstawiony w postaci:

$$\alpha_{n,i} = \frac{1}{2F_{n,i}} \left[\frac{1}{G_{powl.} \delta_{powl.}} \left(\int_{C\text{-}B} q_Q dH + \int_{A\text{-}D} q_Q dH \right) + + \frac{1}{G_{śc.} \delta_{śc.}} \int_{B\text{-}A} q_Q \cdot dh - \frac{1}{G_{śc.} \delta_{śc}} \int_{D\text{-}C} q_Q \cdot dh \right]$$

podstawiając te wartości otrzymujemy wzór na kąt $\Delta\varphi$:

$$\Delta\varphi = \left(\gamma_n + \alpha_{n,i} \right) l - \frac{\delta \cdot l}{2Hh} \left[\left(\alpha - \beta \right) \left(P_{n,i} - P_{n-1,i} \right) + + \frac{\beta}{2} \left(P_{n,i-1} - P_{n-1,i-1} \right) + \frac{\beta}{2} \left(P_{n,i+1} - P_{n-1,i+1} \right) \right] = = \left(\gamma_n + \alpha_{n,i} \right) l - \frac{1}{24Hh} \left[C_{n,i} \left(P_{n,i} - P_{n-1,i} \right) + + c_{n,i} \left(P_{n,i-1} - P_{n-1,i-1} \right) + + c_{n,i} \left(P_{n,i+1} - P_{n-1,i+1} \right) \right] \quad . \quad . \quad . \quad (21)$$

gdzie α, β, δ, $c_{n,i}$ i $C_{n,i}$ jak na str. 101.

Dla skrzydła dwudźwigarowego wzór ten znacznie się upraszcza i daje wartość:

$$\Delta\varphi = (\gamma_n + \alpha_n)\, l - \frac{C_n}{24\, Hh}(P_n - P_{n-1}) \quad . \quad (21')$$

Układ równań (4), (18) i (1) pozwala nam wyznaczyć wszystkie wielkości szukane.

Jako wypadki szczególne mogą być rozpatrzone skrzydła obciążone tylko momentami skręcającymi, przyłożonymi w płaszczyznach żeber usztywniających. Wówczas do równania (4) zamiast Qc podstawiamy wartość momentu skręcającego (M_0) w danym przekroju, a oprócz tego w równaniach (4), (8) i (21) przyrównujemy do zera wszystkie wyrazy stanowiące efekt obciążenia siłą ścinającą a więc:

$$\int q_Q \cdot h_i \cdot ds = 0, \quad f(q_Q) = 0 \quad i \quad \alpha_{n,1} = 0.$$

Dla określenia środka skręcenia przekroju służyć mogą również równania: (4), (18) i (21). Podstawiamy wówczas $\Delta\varphi = 0$ i znajdujemy odległość c siły ścinającej od środka ciężkości przekroju. Dwukrotne rozwiązanie tego układu równań określi nam spółrzędne środka skręcenia przekroju; najdogodniej oczywiście obciążać przekrój siłą Q w kierunku głównych osi przekroju i określić w ten sposób x i y względem osi głównych.

Na zakończenie rozpatrzymy jeszcze obliczenie przekroju zamocowanego i podamy przykład liczbowy obliczeń. (D. n.)

NOWOCZESNE METODY REGULACJI SKŁADU MIESZANKI PODCZAS LOTU

RAYMOND W. YOUNG

Obniżenie zużycia paliwa podczas lotu jest kwestją niezmiernej wagi, pozwala bowiem na zwiększenie zasięgu samolotu w stosunku do ilości zabieranego paliwa. Stara metoda włączania „dodatkowego powietrza" przy użyciu przez pilota poprawki wysokościowej jest, jak każda metoda subjektywna, daleka od doskonałości, od dłuższego czasu zatem prowadzone są prace nad zautomatyzowaniem sterowania poprawki. „Techniczne Nowości Lotnicze" wierne zasadzie informowania czytelników o najnowszych zdobyczach techniki lotniczej zagranicą, zamieściły w ub. r. opisy dwóch rozwiązań z tej dziedziny (firmy Hobson i Pratt & Whitney) w artykułach: „Automatyczna regulacja mocy i składu mieszanki" (Nr. 6) i „Samoczynne sterowanie silnika" (Nr. 7). Przed niedawnym czasem ukazał się trzeci typ samoczynnej poprawki wysokościowej, którego opis podajemy poniżej wraz z opisem analizatora spalin, stanowiącego uzupełnienie automatu. Opis poniższy jest wyjątkiem z pracy p. t. „Air-Cooled Radial Aircraft Engine Performance Possibilities and Means for Obtaining Optimum Fuel Economy in Flight Operation", przedstawionej na dorocznem zebraniu Society of Automotive Engineers, odbytem w Detroit w dniach 13 do 17 stycznia b. r. (przyp. red.).

Praca niniejsza ogranicza się do nowego typu poprawki wysokościowej, który dał bardzo dobre wyniki na większych modelach gaźników Stromberga. Zasada poprawki polega na stwarzaniu nad paliwem w komorze pływakowej podciśnienia, przeciwstawiającego się podciśnieniu, działającemu na wylot rozpylacza w gardzieli gaźnika. Źródłem podciśnienia, działającego na komorę pływakową, jest również gardziel gaźnika; podciśnienie to jest regulowane przy pomocy tarczy z wycięciami, łączącej w razie potrzeby komorę pływakową z ciśnieniem zewnętrznem.

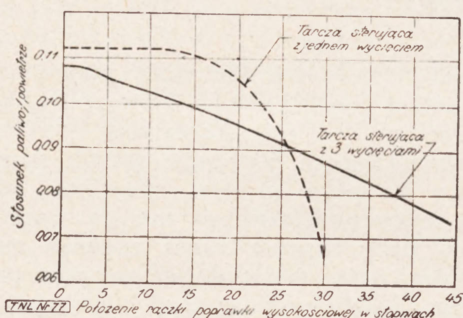
Przy rozpatrywaniu wpływu zużycia paliwa na moc silnika przyjęto trzy ustawienia regulacji gaźnika, określane jako „najbogatsze", (Full Rich) „najlepsze dla mocy maksymalnej" (Best Setting for Maximum Power) i „najekonomiczniejsze" (Best Economy). W położeniu najbogatszem poprawki gaźnik daje maksymalny przepływ paliwa, ustawienie najlepsze dla mocy maksymalnej zaś jest tem ustawieniem, przy którem silnik rozwija maksymum mocy przy minimalnem zużyciu paliwa. Regulacja najekonomiczniejsza istnieje przy tem położeniu dźwigni poprawki wysokościowej, które daje minimalne jednostkowe zużycie paliwa, pozwalając przytem na zachowanie bezpieczeństwa i stałości pracy silnika na potrzebnej mocy.

Gaźniki lotnicze są zaopatrzone w poprawkę wysokościową, w związku z czem nasuwa się pytanie, dlaczego eksploatacja nowoczesnych silników nie wyzyskiwała możliwości pracy przy niskiem zużyciu paliwa, jaką dają nowoczesne rozwiązania konstrukcji i zabudowania silników oraz wysokowartościowe paliwa lotnicze. Zaniedbanie wybitnych możliwości, jakie daje pod tym względem poprawka wysokościowa, należy przypisać następującym okolicznościom:

A.— Złożona natura czynności, obciążających pilota od chwili wystartowania do osiągnięcia wysokości podróżnej sprawia, że między wystartowaniem a doborem właściwego położenia poprawki wysokościowej mija stosunkowo długi odstęp czasu, w przeciągu którego niskie jednostkowe zużycie paliwa schodzi na dalszy plan. Przystępując do ustawienia poprawki, pilot jest pod wrażeniem instrukcji, nakazujących mu unikania zbyt ubogiej mieszanki wraz ze wszystkiemi przykremi konsekwen-

cjami, jakiemi ona grozi, jak przepalenie zaworów wydechowych i in.; tak więc pilot skłania się, zresztą słusznie, do pozostawania po stronie mieszanek bogatych. Zwykle stosowany przepis zubożenia mieszanki do chwili obniżenia obrotów o 20 na minutę i następnego wzbogacenia celem odzyskania tej straty jest niedość sprecyzowany i umiejętne stosowanie go zależy w dużej mierze od pilota. W związku z tem nie należy się dziwić, że do chwili wprowadzenia metod, pozwalających na objektywne przekonanie się, że układ mieszanki pozostaje w obrębie przepisanego zakresu, ostrożny pilot będzie celowo utrzymywał skład mieszanki w nieco bogatszym zakresie. Powrotne przesunięcie dźwigni poprawki w położenie najbogatsze następuje zazwyczaj bezpośrednio po rozpoczęciu schodzenia samolotu w obawie, aby później o tem nie zapomnieć; okoliczność ta również nie przyczynia się do obniżenia zużycia paliwa podczas lotu.

B. — Dotychczasowa metoda ustawiania poprawki na podstawie obrotów silnika straciła swą wartość przy użyciu śmigieł o stałej ilości obrotów. W wypadku tym pilot nie ma



Rys. 1. Zależność składu mieszanki od ustawienia rączki poprawki dla tarcz sterujących o jednem i o trzech wycięciach.

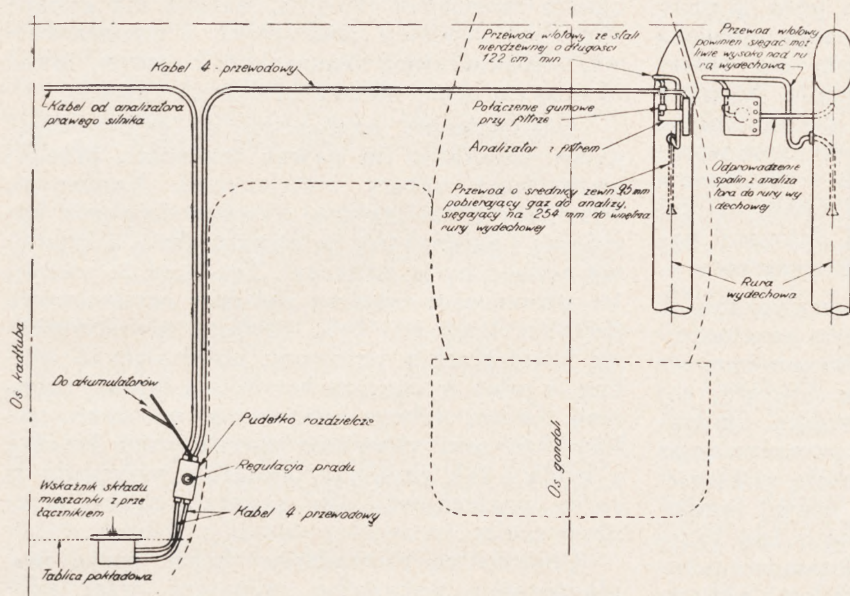
możności oparcia się na zmianie ilości obrotów, które pozostają stałe niezależnie od spadku mocy, spowodowanego zubożeniem mieszanki.

C. — Działanie poprawki wysokościowej było dalekie od doskonałości jeśli chodzi o równomierność zubożania wraz z przesuwaniem dźwigni pilota. W skład pierwotnego rozwiązania poprawki wysokościowej typu opisanego na początku niniejszego artykułu wchodziła tarcza z wycięciem o specjalnym profilu, którego zadaniem jest obniżenie nadmiernej wrażliwości regulacji. Na rys. 1 przedstawiono sposób działania tego rodzaju poprawki. Jak widać, w stosunkowo znacznym zakresie początkowych przesunięć dźwigni poprawki zmiana składu mieszanki jest bardzo nieznaczna, od pewnego miejsca wszakże działanie zubożające poprawki rozpoczyna się i rośnie bardzo szybko z ruchem dźwigni. W przeciągu ostatniego roku firma Stromberg wprowadziła poprawkę wysokościową z tarczą o trzech wycięciach o znacznie poprawionem działaniu. Z rys. 1 wynika, że nowy typ poprawki odznacza się znacznie równomierniejszem zubożaniem wraz z ruchem dźwigni, zrozumiałe zatem jest, że musi on dawać lepsze wyniki w locie. Niezależnie od nowego udoskonalenia wszakże ostateczne rozwiązanie kwestji zużycia paliwa w locie wymaga regulacji samoczynnej, koniecznej w niektórych typach nowoczesnych samolotów myśliwskich, lub też przyrządu, któryby niezawodnie pozwalał na ustawienie właściwego składu mieszanki.

D. — Moc silnika rośnie z sześcianem obrotów a jednocześnie z nią wzrasta jednostkowe zużycie paliwa ze względu na konieczność wzbogacenia mieszanki w zakresie wyższych mocy. W ten sposób staje się zrozumiałe, że podwyższenie obrotów, konieczne dla utrzymania szybkości mimo przeciwnych wiatrów lub innych przeszkód, jest możliwe jedynie kosztem podwyższenia zużycia paliwa.

Zdając sobie sprawę z potrzeby zaopatrzenia pilota w urządzenie, któreby pozwalało na śledzenie wpływu zmian składu mieszanki na silnik w lepszy sposób, aniżeli wskazania termopary lub licznika obrotów, Wright Aer. Corp. zajęła się przed rokiem dostępnemi na rynku analizatorami spalin, zwracając uwagę na urządzenie tego rodzaju, opracowane przez firmę Cambridge Instrument Company jako pomoc przy regulowaniu gaźników samochodowych. Po przystosowaniu analizatora tej firmy do celów lotniczych, całość urządzenia składa się z właściwego analizatora, pudełka rozdzielczego, wskaźnika na tablicy pokładowej oraz potrzebnych przewodów i drutów. Typowa instalacja tego rodzaju dla lewego silnika nowoczesnego samolotu komunikacyjnego jest przedstawiona na rys. 2. Sam analizator jest umieszczony w gondoli silnika w bliskości rury wydechowej. Gazy wydechowe są wprowadzane do analizatora przez przewód ze stali nierdzewnej minimalnej długości 122 cm (4 stopy), sięgający do wnętrza rury wydechowej na 25 cm w stronę kolektora spalin. Analizator składa się z filtru wypełnionego bronzowemi wiórami i z mosiężnego bloku odpowiednio wydrążonego i mieszczącego zwoje bardzo cienkiego platynowego drutu, tworzące dzięki odpowiedniemu połączeniu mostek Wheatstone'a. Dwa odgałęzienia mostka znajdują się w komorach, połączonych przejściem labiryntowem z filtrem, przepuszczającym do nich spaliny. Nie różniące się od nich dwa pozostałe odgałęzienia mostka mieszczą się w komorach, napełnionych normalną atmosferą, w charakterze której występuje powietrze nasycone parą wodną, pobieraną z dającego się odnawiać zapasu wody. Po przejściu przez filtr analizatora, spaliny powracają do rury wydechowej przez przewód, również wykonany ze stali nierdzewnej.

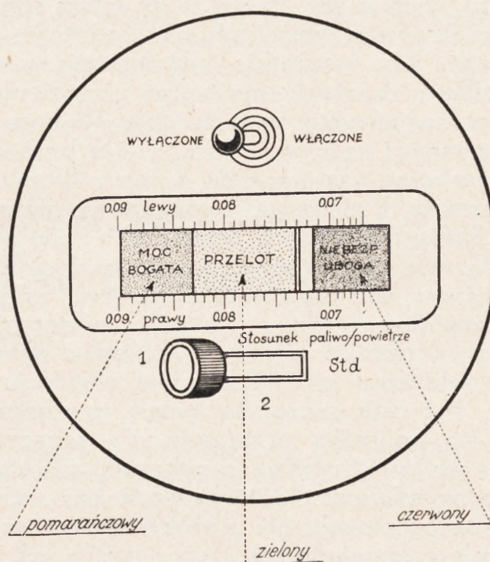
Działanie analizatora Cambridge opiera się na zasadzie niewyważonego mostka Wheatstone'a, wychylającego czuły galwanometr proporcjonalnie do zmiany oporu dwóch odgałę-



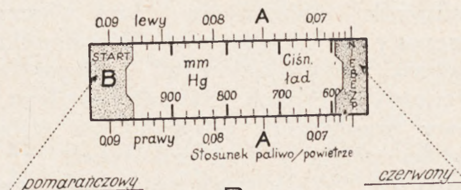
Rys. 2. Schemat instalacji analizatora Cambridge.

zień mostka, otoczonych spalinami *). Opór tych dwóch odgałęzień zależy od przewodnictwa cieplnego składników spalin. Przewodnictwo cieplne spalin, zależące od zawartości w nich dwutlenku węgla, tlenku węgla, tlenu, wodoru i azotu, zmieniających się zależnie od stosunku powietrza do paliwa w mieszance, wpływa na temperaturę drutu platynowego a zatem na stawiany przezeń opór elektryczny. W ten sposób mostek staje się niewyważony, gdyż pozostałe dwa rozgałęzienia, otoczone wilgotnem powietrzem, którego temperatura równa się temperaturze spalin, są niewrażliwe na zmiany składu spalin i zachowują stały opór. Pod wpływem prądu, dostarczonego przez 12-woltowy akumulator, temperatura drutu ustala się na ok. 125°C, i każde niewyważenie mostka, spowodowane zmianą przewodnictwa cieplnego spalin, jest zarejestrowane wychyleniem galwanometru. Wychylenia te są wycechowane pod postacią stosunku paliwa do powietrza. Równowadze galwanometru odpowiada stosunek paliwa do powietrza, oznaczony linją „A" na skali przyrządu (rys. 3). Każdy spadek zawartości w spalinach dwutlenku węgla, którego przewodnictwo cieplne jest dwukrotnie mniejsze od przewodnictwa powietrza, połączony ze wzrostem zawartości tlenku węgla i wodoru, powoduje przesunięcie wskazówki galwanometru w kierunku wyższych stosunków paliwa do powietrza a zatem bogatszych mieszanek. Analizator jest specjalnie wrażliwy na wzrost zawartości wodoru, gdyż przewodnictwo cieplne tego gazu jest sześciokrotnie większe, aniżeli przewodnictwo powietrza. Okoliczność ta może prowadzić do fałszywego interpretowania wskazań przyrządu, co będzie wyjaśnione w dalszym ciągu. Przewodnictwo cieplne tlenku węgla, tlenu i azotu są jednakowe i dla celów analizy można je uznać jako równe przewodnictwu powietrza, w związku z czem analizator jest przedewszystkiem wrażliwy na zmiany zawartości wodoru i, w mniejszym stopniu, dwutlenku węgla. Przy zubożeniu mieszanki w pewnych granicach tlenek węgla spala się na dwutlenek, zawartość niespalonego wodoru maleje a tlenu rośnie. Przewaga dwutlenku węgla w spalinach i minimalna zawartość wodoru w ten sposób oddziaływują na przewodnictwo próbki spalin, że wskazówka odchyla się ku końcowi skali przyrządu, odpowiadającemu mieszankom ubogim. Przesunięcie to następuje tylko dopóty, dopóki

*) Zasadę pomiarów składu spalin oraz opisy i schematy niektórych przyrządów służących do tego celu podano w artykule p. t.: „Oznaczanie składu spalin silników spalinowych", Techniczne Nowości Lotnicze 1935 r., Nr. 1—2.



A
Wskaźnik składu mieszanki Cambridge



B
Proponowana skala oparta na ciśnieniu ładowania

TNL Nr. 72

Rys. 3.

mieszanka nie została zubożona poza granicę detonacji. Wraz z nastąpieniem tego zjawiska w przestrzeni dawkowej wydziela się wolny wodór i węgiel, przechodząc do spalin. Nadmiar wodoru przesuwa wskazówkę galwanometru w kierunku bogatych mieszanek, co może wprowadzić w błąd nieobznajmionych z działaniem przyrządu, stanowi wszakże doskonałe ostrzezenie przed detonacją. Za dowód detonacji należy uważać drgania wskazówki przyrządu.

Dokładność przyrządu jest sprawdzana w następujący sposób. Po wyłączeniu przełącznika i przerwaniu prądu wskazówka powinna się ustawić w punkcie „A", w razie potrzeby zaś można to osiągnąć, pokręcając śrubkę, umieszczoną nad skalą przyrządu. Prąd przepływający przez przyrząd powinien mieć stałą wielkość, celem uniknięcia jakichkolwiek zmian temperatur drutu z tego tytułu. Aby się o tem przekonać należy włączyć przełącznik prądu i przestawić umieszczony pod skalą guzik na położenie Std (standard). W tych warunkach wskazówka powinna się przesunąć na lewy koniec skali, oznaczony literą „B". Jeśli to nie nastąpi, należy odpowiednio ustawić opornik na pudełku rozdzielczem. Regulacja trzeciego rodzaju powinna być przeprowadzana po przekonaniu się, że przyrząd spełnia pierwsze dwa wymagania, i nie potrzebuje następować częściej, niż co 3 do 12 miesięcy. Próba ta powinna sprowadzić wskazówkę przyrządu do położenia „A" wówczas, gdy wszystkie odgałęzienia mostka są poddane działaniu normalnej atmosfery powietrza nasyconego parą wodną. W tym celu należy usunąć pokrywę filtru i wióry bronzowe, wprowadzając następnie do komory filtru zwilżoną szmatę. Podczas próby analizator nie powinien zawierać resztek spalin. Po odpowiednim okresie czasu, przynajmniej pół godziny, koniecznym dla nasycenia powietrza wilgocią, prąd zostaje włączony. Po półminutowym lub zbliżonym okresie czasu wskazówka powinna zająć położenie „A". Potrzebna regulacja powinna być uskuteczniona przez przekręcenie śruby na oporniku przyrządu. Po przeprowadzeniu próby filtr wraz z pokrywą zostają założone na miejsce. Od czasu do czasu zachodzi potrzeba przemycia filtru w benzynie i w wodzie celem usunięcia zeń oleju i węgla, jak również zmoczenia knota, zwilżającego atmosferę, w której pozostają dwa z pośród odgałęzień mostka.

Wskaźnik analizatora jest oczywiście umieszczony w kabinie pilota i zaopatrzony w przełącznik, włączający prąd z akumulatorów. We wczesnych typach analizatorów (rys. 3) dodatkowy przełącznik pozwalał na połączenie wskaźnika pilota z którymkolwiek z dwóch analizatorów. Skala przyrządu była wycechowana liczbami, wyrażającemi stosunek paliwa do powietrza i pozatem podzielona na trzy zakresy, oznaczone różnemi barwami: czerwoną, oznaczającą z jednej strony skali niebezpieczny zakres mieszanek ubogich, zieloną dla ekonomicznych regulacji podróżnych i pomarańczową, odpowiadającą mieszankom bogatym, towarzyszącym pracy silnika na dużych mocach.

Dostosowanie analizatora do celów lotniczych napotkało na pewne trudności, przedewszystkiem natury instalacyjnej. Kondensat, wracający z analizatora, wywiera działanie korozyjne i skierowany na powierzchnię aluminjową szybko by ją zniszczył. Trudność tę usunięto, powracając spaliny do rury wydechowej. Źródłem trudności było również nieodpowiednie umieszczenie przewodu chwytającego spaliny, a więc w obszarach wirów i innych zaburzeń. Celem doboru właściwego położenia należy skierować chwytane spaliny przez butelkę z wodą i tak zmieniać położenie przewodu w rurze wydechowej, aby uzyskać obfity przepływ spalin.

Obecnie są prowadzone dalsze prace nad ulepszeniem wskaźnika anlizatora przez uzupełnienie skali przyrządu zgodnie z rys. 3 B. Uzupełnienie to polega na dodaniu skali bezwzględnego ciśnienia ładowania w mm słupa rtęci niezależnie od niezmienionej skali stosunku paliwa do powietrza. Posługiwanie się zmienionym wskaźnikiem polega na takiem ustawieniu poprawki wysokościowej, aby wskazówka przyrządu wypadła naprzeciwko liczby, oznaczającej chwilowe ciśnienia ładowania, odczytane z manometru ciśnienia ładowania. Uzyskuje się w ten sposób skład mieszanki dostosowany do chwilowego ciśnienia ładowania. Podczas startu i najbogatszego ustawienia regulacji gaźnika wskazówka przyrządu przesunie się na lewą stronę skali. W miarę obniżania ciśnienia ładowania towarzyszącego wznoszeniu a następnie przejściu do warunków przelotowych pilot zuboża mieszankę, doprowadzając wskazówki do położeń, odpowiadających chwilowym odczytom manometru ciśnienia ładowania. Po osiągnięciu przepisanej wysokości i szybkości lotu, a zatem pewnego ustalonego ciśnienia ładowania ciągła regulacja poprawki staje się zbędna. Jeśliby jednak wskazówka przyrządu zaczęła drgać, wskazując na występującą detonację, lub temperatury cylindrów wzrosły z tych czy innych względów, wówczas ostrożny pilot wzbogaci mieszankę uzyskując na wskaźniku składu mieszanki odczyt, przewyższający występujące w danej chwili ciśnienie ładowania. Skala przyrządu będzie musiała niewątpliwie ulegać pewnym zmianom celem przystosowania jej do różnych silników, odpowiednio do przekładni sprężarki i dozwolonego ciśnienia ładowania.

Analizator Cambridge pozwala na uzyskanie dużych oszczędności na paliwie podczas lotu. Pomimo zastosowania samoczynnego regulatora składu mieszanki w znacznym stopniu zwalniającego pilota od obowiązku manipulowania poprawką, wskaźnik składu mieszanki znajdzie niewątpliwie zastosowanie

w charakterze przyrządu pomocniczego, wskazującego, czy samoczynny regulator działa prawidłowo; ponadto analizator pozwala na dodatkowe zubożenie mieszanki poza zakres działania regulatora i stanowi cenną pomoc dla wykrywania początku detonacji.

W dalszej części swej pracy autor omawia niektóre udoskonalenia w konstrukcji silników Cyclone, zwracając uwagę na umożliwione dzięki nim obniżenie jednostkowego zużycia paliwa przez silnik. Ogromne znaczenie pod tym względem ma zwiększenie powierzchni chłodzącej głowicy, będące wynikiem współpracy konstruktora z odlewnikiem. Osiąga się to przez zmniejszenie podziałki między żeberkami chłodzącemi i zwiększenie ich szerokości. W przeciągu ostatnich pięciu lat podziałka ta zmniejszyła się z 9,5 na 5,5 mm, podczas, gdy szerokość żeberek wzrosła w tym samym czasie od 22 do 38 mm. Dzięki temu stosunek powierzchni chłodzącej (cm^2) do objętości skokowej (cm^3) wzrósł z 1,25 do 3,7. Zwiększona powierzchnia chłodząca pozwoliła nietylko na znaczne podwyższenie mocy maksymalnej silnika ale i na obniżenie jednostkowego zużycia paliwa.*)

Dalszym szczegółem, na który zwrócono baczną uwagę w nowych silnikach Cyclone, jest zawór wydechowy, wykonywany obecnie z wydrążonym trzonkiem, napełnionym sodem, i z siedzeniem stellitowanem. Tego rodzaju typ konstrukcji zaworu jest zbyt dobrze znany, aby powtarzać za autorem argumenty, które skłoniły do jego przyjęcia.

*) Powiększenie powierzchni chłodzącej cylindrów pozwala na tak znaczne obniżenie jednostkowego zużycia paliwa, że w K. L. M. (holenderskie linje lotnicze) zamieniono będące w dobrym stanie cylindry silników Cyclone starego typu na cylindry nowe, obliczono bowiem, że wydatek na nowe cylindry zostanie pokryty po 7 miesiącach oszczędnościami na paliwie (przyp. red.).

Na specjalną uwagę zasługuje konstrukcja świec i osiągnięte dzięki niej korzyści. Zwiększona o 26% w porównaniu do normalnych świec powierzchnia gwintu świecy polepsza odprowadzanie ciepła od świecy do bronzowego gniazda, wkręconego w głowicę. Środkowa elektroda jest chłodzona miedzią, wypełniającą wydrążenie elektrody. Wystająca z głowicy część świecy jest obficie użebrowana, zapewniając potrzebną intensywność chłodzenia. Nowy typ świecy pozwala na obniżenie zużycia paliwa i obniża ponadto maksymalne temperatury cylindrów o ok. 30°. Nowa świeca jest całkowicie odporna na działanie czteroetylku ołowiu, co wykazała 400-godzinna praca na hamowni i jeszcze dłuższa praca w locie. Pracuje ona doskonale na małych obrotach, gdyż w warunkach tych następuje odwrócenie przepływu ciepła, które płynie z głowicy do świecy, nagrzewając ją i zapobiegając zaoliwianiu.

Osiągnięcie niskiego zużycia paliwa w silnikach sprężarkowych o dużej wysokości nominalnej, pracujących przy ziemi, jest bardzo utrudnione, gdyż w bliskości poziomu morza powietrze doprowadzane do sprężarki musi być silnie zdławione; w tych warunkach sprężarka o stałej przekładni między silnikiem a wirnikiem posiada bardzo małą sprawność i podwyższa temperaturę mieszanki, wprowadzanej do cylindrów, zmuszając do znacznego wzbogacenia mieszanki celem uniknięcia detonacji. Celem pozbycia się tych wad dotychczasowych sprężarek nowe silniki Cyclone zostały zaopatrzone w sprężarki o dwóch przekładniach, 7,14:1 i 10:1. Niższa przekładnia jest stosowana podczas startu i pracy w bliskości ziemi; odpowiadająca jej wysokość nominalna wynosi 1680 m. Przełączanie na większą przekładnię może być dokonane na wysokości 2200 m, zaś wysokość nominalna tej przekładni wynosi 3660 m. Silnik rozwija następujące moce: Startowa 930 KM — 2200 obr./min, nominalna dla niższej przekładni 850 KM — 2100 obr/min, nominalna dla wyższej przekładni 820 KM — 2100 obr/min.

W dalszym ciągu autor przechodzi do opisu samoczynnej poprawki wysokościowej, który będzie podany w następnym numerze.

(D. n.)

OCENA ZMIENNYCH CZYNNIKÓW WPŁYWAJĄCYCH NA CHŁODZENIE SILNIKÓW POWIETRZEM

KENNETH CAMPBELL

(Dokończenie.)

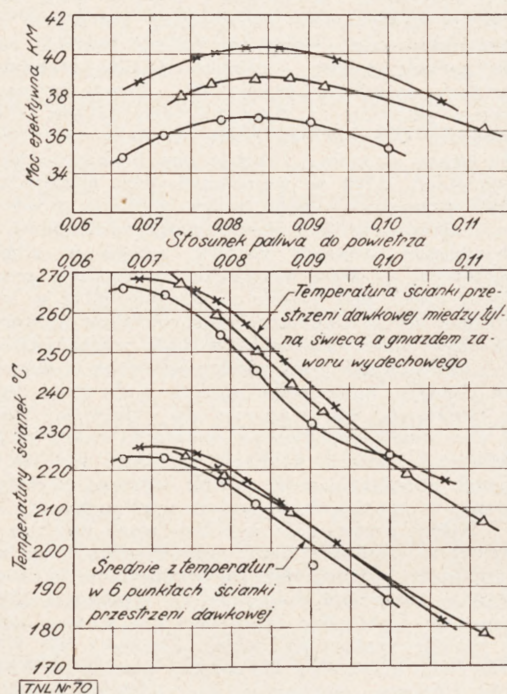
Tłomaczone z oryginału amerykańskiego p. t. „Evaluation of Variables Influencing Air Cooling of Engines", S.A.E. Journal, November 1935, str. 401—410, przez inż. J. Tuszyńskiego.

Badania wpływu temperatury powietrza przed gaźnikiem

Największa intensywność chłodzenia jest oczywiście wymagana przy maksymalnem dopuszczalnem ciśnieniu ładowania; ciśnienie to nie jest w praktyce przystosowywane do zmian temperatury powietrza przed gaźnikiem. Również sprężarki turbinowe, wyposażone w regulator ciśnienia ładowania, dają zmienną temperaturę mieszanki z wysokością. Chcąc porównać chłodzenie silnika w różnych warunkach należy zatem znać wpływ, jaki wywiera na temperaturę ścianek cylindra temperatura powietrza przed gaźnikiem przy stałem ciśnieniu ładowania. Celem określenia tej zależności przeprowadzono zrazu próby na silniku jednocylindrowym, następnie zaś na silniku Cyclone przy pracy bez detonacji.

Badania na jednocylindrówce składały się z serji prób, przy których zmieniano stosunek powietrza do paliwa w mieszance przy stałej temperaturze powietrza przed gaźnikiem. Ciśnienie ładowania przy mocy maksymalnej było doprowadzane do tej samej wartości dla każdej próby, zaś stała dla każdej próby temperatura powietrza przed gaźnikim ulegała zmianom dla poszczególnych prób. Temperatura i gęstość po-

wietrza chłodzącego, jego szybkość, obroty silnika i temperatura oleju wchodzącego były utrzymywane bez zmiany podczas każdej próby i miały prawie tę samą wartość dla wszystkich prób. Rys. 9 daje porównanie temperatur ścianek cylindrów, otrzymanych przy temperaturach powietrza przed gaźnikiem 10, 54, i 100°C i przy stałem ciśnieniu ładowania. W tych warunkach maksymalne wahania temperatur ścianek wyniosły dla tego samego stosunku powietrza do paliwa 8,3°C; przy składzie mieszanki dla największej mocy, któremu odpowiadały podobne punkty na krzywych mocy, otrzymane różnice temperatur ścianek były minimalne. Późniejsze próby na silniku Cyclone potwierdziły poprzednie wnioski, pod warunkiem oczywiście, że nie były uzyskiwane zbyt wysokie temperatury przed gaźnikiem, stające się przyczyną detonacji.

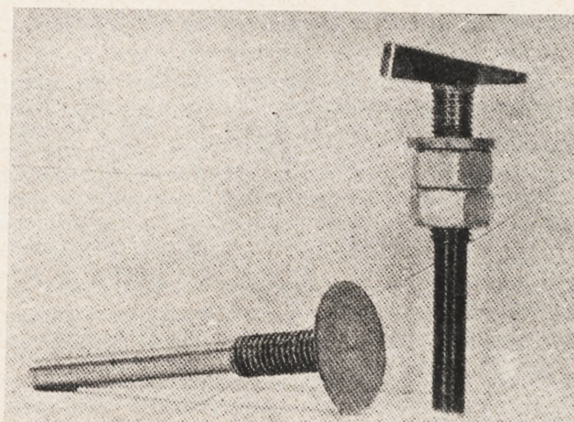


Rys. 9. Wpływ temperatury powietrza przed gaźnikiem na temperatury ścianek.

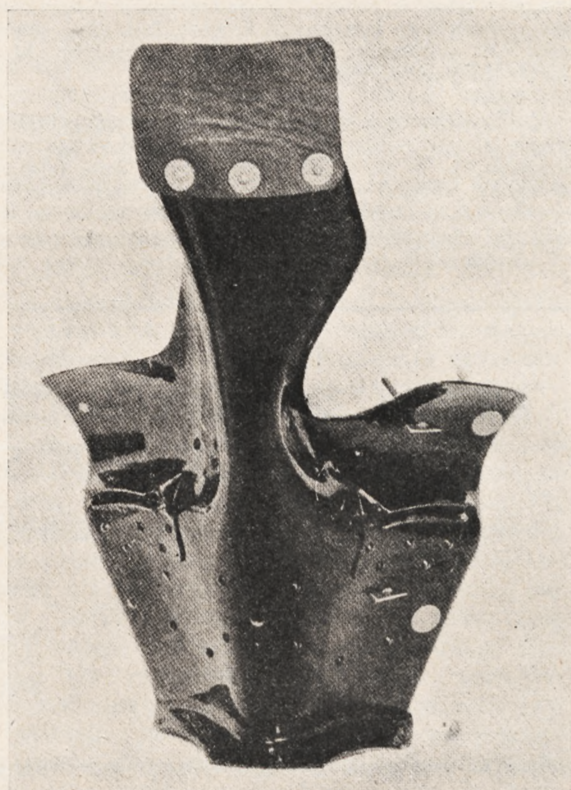
	Temp. przed gaźnikiem	Ciśnienie mm Hg
X	13,3 — 15,5°C	747 — 748
Δ	54,4 — 55,5°C	747 — 748
O	99,4 — 100,5°C	746

Normalizacja pomiarów przepływu powietrza przez deflektory

Przed przystąpieniem do porównania chłodzenia silnika w różnych warunkach należy ustalić pewien sposób pomiaru szybkości powietrza przez deflektory. Ogólnie przyjętą metodą jest pomiar spadku ciśnienia statycznego powietrza pomiędzy przednią i tylną stroną silnika. Celem nadania wartości porównaniom tego rodzaju danych należy spełnić dwa warunki: a) urządzenie do pomiaru ciśnienia statycznego powinno być dostatecznie dokładne i b) rozdział przepływu powietrza przez przejścia po obu stronach cylindra musi być dla porównywanych wypadków podobny.



Rys. 10. Tarczka do pomiaru ciśnienia statycznego i rurka do pomiaru ciśnienia całkowitego.



Rys. 11. Przyrządy pomiarowe (rurka i tarczka), przymocowane do wewnętrznej powierzchni deflektora.

Próby przeprowadzone na stoisku na silniku Cyclone, hamowanym śmigłem wykazały, że w tych warunkach silnie zaznaczona składowa styczna przepływu powietrza na przedniej stronie silnika, wywołana działaniem śmigła, daje następujące skutki: a) obniża odczyty zwykłe rurki statycznej (t. zn. do pomiaru ciśnienia statycznego) z zamkniętym końcem znacznie poniżej rzeczywistych wartości ciśnienia statyczne-

go i b) stwarza znacznie intensywniejszy przepływ powietrza po tej stronie deflektorów, od której podchodzi śmigło.

Celem opracowania normalnej metody pomiaru przepływu powietrza przez deflektory, dającej dokładne wyniki przy wszelkiego rodzaju warunkach pracy, w locie czy w laboratorjum, przeprowadzono specjalne próby, uzyskując dodatnie wyniki. Dobre wyniki dała zwłaszcza jedna z metod pomiaru szybkości, posługująca się rurką do pomiaru ciśnienia całkowitego i oddzielną tarczką statyczną, przymocowanemi do wewnętrznej powierzchni deflektora (rys. 10 i 11). Przyrządy te mogą być użyte do sprawdzenia innych metod pomiaru przepływu oraz do badania rozdziału przepływu powietrza w sąsiedztwie cylindra. Rurka do pomiaru ciśnienia całkowitego (prędkości plus statycznego) jest zwężona ku tyłowi, gdzie tworzy ostrą krawędź, zaś czoło rurki jest skręcone o 7° w stosunku do kierunku normalnego do deflektora, wskutek czego uzyskuje kierunek normalny do środkowej strugi powietrza chłodzącego. Rurka do pomiaru ciśnienia całkowitego ma 25,4 mm długości, 2,4 mm szerokości i około 6,4 mm wysokości na powierzchni czołowej. Tarczka statyczna jest z polerowanej stali grubości 0,38 mm z ostremi krawędziami. W środku tarczki jest przewiercony otwór o średnicy 0,51 mm.

Posługiwano się również ulepszoną rurką statyczną, przystosowaną do prac doświadczalnych. Daje ona znacznie większą dokładność, niż zwykła rurka z zamkniętym końcem i bocznemi otworkami, gdy ją wystawić na poprzecznie skierowane prądy powietrza. Ulepszony przyrząd składa się z pustej wewnątrz polerowanej tarczy mosiężnej z zaokrąglonemi krawędziami, o średnicy około 44,4 mm z otworami o średnicy 0,5 mm po obu stronach. Do jednej krawędzi jest przymocowana promieniowo rurka metalowa. Umieszczenie tego przyrządu w strumieniu powietrza o nieznanym kierunku przepływu daje w dowolnem położeniu mniejszy błąd pomiaru aniżeli rurka z zamkniętym końcem, umieszczona poprzecznie do kierunku przepływu. W razie odnalezienia położenia przyrządu, dającego maksymalną wartość ciśnienia błąd pomiaru staje się bardzo mały.

Opisane urządzenia zostały ostatnio zastosowane w próbach w locie celem określenia wartości spadku ciśnienia powietrza w deflektorach zmierzonego przy użyciu rurek statycznych z zamkniętym końcem, w zależności od rzeczywistego spadku ciśnienia i od ciśnienia prędkości w kanałach deflektorów. Do prób użyto wspomnianego już samolotu „Pilgrim", zaopatrzonego jednak w śmigło o stałym skoku.

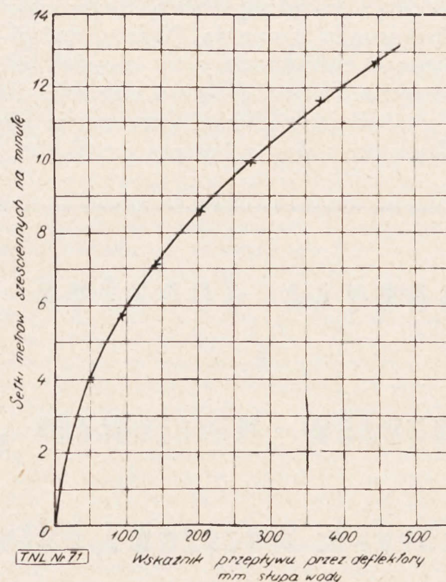
Zamknięte przy końcu rurki statyczne miały średnicę zewnętrzną 4,8 mm, zaokrąglone zakończenie i wieniec 12 bocznych otworków o średnicy 0.5 mm, oddalony o 25,4 mm od zakończenia rurki. Przednia rurka wystawała na 38 mm nawskroś deflektora międzycylindrowego na wysokości wierzchołka tulei cylindra. Tylna rurka była bezpośrednio za tym samym deflektorem na tej samej wysokości.

Przednią i tylną tarczkę statyczną ustawiono w płaszczyznach zbiegających się odpowiednio z przednią i tylną świecą, na wysokości przestrzeni dawkowej i w połowie odległości między dwoma cylindrami. Pary przyrządów do pomiaru przepływu powietrza przez deflektory były umieszczone po obu stronach cylindrów na wysokości przestrzeni dawkowej i na wysokości tulei cylindrów.

Odczyty ciśnień na poszczególnych przyrządach, dokonane w locie dla różnych stosunków obrotów śmigła do szybkości, między innemi dla 1950 obr/min i 160 km/godz, wskazały na brak dającej się zmierzyć stycznej składowej przepływu powietrza na przedniej stronie silnika. Szybkość była jednakowa po obu stronach cylindrów, zaś rurki statyczne o zamkniętych końcach wykazywały rzeczywiste ciśnienie statyczne. Dla badanego silnika z reduktorem, pracującego w połączeniu z danym układem okapotowania i deflektorów, pomiar spadku ciśnienia przy pomocy rurek statycznych z zamkniętym końcem dawał wierne pojęcie o zmianach szybkości powietrza, przepływającego przez deflektory. Pożądane byłoby przeprowadzenie podobnych badań na silniku bez reduktora.

Pomiar przepływu powietrza chłodzącego

Nieraz zachodzi potrzeba zdobycia danych, zwłaszcza do użytku konstruktorów samolotów, dotyczących ilości powietrza chłodzącego silnik przy różnych warunkach chłodzenia. Staranne wycechowanie dmuchawy, chłodzącej silnik na hamowni, pozwala na zdanie sobie sprawy z ilości powietrza, przepuszczanego przez deflektory



Rys. 12. Zależność przepływu powietrza przez deflektory silnika Cyclone na poziomie morza od wskaźnika przepływu.

silnika gwiazdowego. Na rys. 12 przedstawiono ilość powietrza chłodzącego silnik Cyclone dla różnych wskaźników przepływu (różnica między odczytami opisanych przyrządów: rurki do pomiaru ciśnienia całkowitego i tarczki statycznej). Urządzenia do pomiaru szybkości były umieszczone po stronie wydechu na wysokości przestrzeni dawkowej, przyczem tarczka statyczna była umieszczona przy tylnej krawędzi deflektora, zaś rurka do pomiaru ciśnienia całkowitego w odległości około 10 cm ku przodowi.

Tak zdobyte dane mogą być użyte do obliczenia wielkości, zaproponowanej przez N. A. C. A. dla scharakteryzowania wydajności chłodzenia silnika z pewnym układem deflektorów. Jest to teoretyczna moc, potrzebna dla przetłoczenia całkowitej ilości powietrza chłodzącego z pokonaniem oporu, stawianego przez różnicę ciśnień po obu stronach deflektorów. Moc przepływu powietrza jest wyrażona w procentach mocy efektywnej, rozwijanej przez silnik.

Podczas laboratoryjnych prób, mających za zadanie określenie najlepszej wydajności chłodzenia silnika Cyclone, uzyskano moc 800 KM przy spadku ciśnienia 76 mm słupa wody, utrzymując te warunki w przeciągu 10 minut i osiągając maksymalną temperaturę pod tylną świecą, równą 243° C. Temperatura powietrza chłodzącego przed silnikiem wynosiła 14° C, zaś jednostkowe zużycie paliwa wyniosło 227 gr/KM godz. Używano benzynę o liczbie oktanowej 87.

Teoretyczna moc przepływu powietrza wyniosła w omawianym wypadku 8,5 KM a zatem niewiele ponad jeden procent mocy efektywnej. Przy 127 mm spadku ciśnienia po przejściu przez deflektory, aktualnym dla starszych instalacji, wydajność chłodzenia charakteryzuje się tylko liczbą 2,2%. Wydajności te wydają się bardzo dobre. Należy zwrócić uwagę, że mimo widocznych z wykresu dużych ilości powietrza chłodzącego, przepływowi jego towarzyszą niewielkie spadki ciśnienia. Należy dążyć do zadawalającego chłodzenia przy niewielkich spadkach ciśnienia. Najuciążliwsze warunki dla chłodzenia występują podczas wznoszenia samolotu ze względu na niskie wówczas szybkości powietrza, co ogranicza spadki ciśnienia w deflektorach, z któremi można pracować, chyba, że znajdzie zastosowanie specjalne urządzenie do powiększenia tego spadku.

Zakończenie

Jak wynika ze spisu zmiennych czynników, podanego na początku niniejszej pracy, pozostają jeszcze niektóre, zwłaszcza moc indykowana na jednostkę powierzchni chłodzącej, których wzięcie pod uwagę jest konieczne przy porównywaniu chłodzenia silnika w różnych warunkach. Czynniki te zostały pominięte w niniejszej pracy.

Otrzymane wyniki zostały przedstawione, aby dopomóc przy opracowywaniu metod, mających umożliwić przewidzenie wydajności chłodzenia w warunkach, trudnych do naśladowania podczas prób, lub też mających pozwolić na przejście od wydajności chłodzenia zmierzonej do równoważnej wydajności, którąby została otrzymana we wzorcowym układzie warunków. Należy się spodziewać, że przedstawione dane okażą się pomocne dla mających do czynienia z zagadnieniami chłodzenia.

BIBLJOGRAFJA

[1] „The Cowling and Cooling of Radial Air-Cooled Aircraft Engines", Rex B. Beisel, A. MacClain i F. M. Thomas, S. A. E. Journal 1934, str. 147—166. Tłomaczone w „Technicznych Nowościach Lotniczych", Nr. 11 i 12, 1934 r.

[2] „Heat Transfer by Conduction and Convection", W. H. McAdams i T. H. Frost, Industrial and Engineering Chemistry 1922, str. 1101.

[3] Industrial Heat Transfer, Alfred Schack, str. 64 — 70 i 98 — 100, nakładem J. Wiley & Sons, Inc., New York City, 1933 r.

[4] Industrial Heat Transfer (jak wyżej), str. 122 — 130.

[5] University of California Publications in Engineering: Dittus, Vol. 2. No. 11; Dittus and Boelter, Vol. 2, No. 13.

[6] University of California Publications in Engineering: Dittus and Boelter, Vol. 2, No. 13.

[7] N. A. C. A. 1934 Technical Report No. 488; Biermann and Pinkel; N. A. C. A. 1932 Technical Note No. 429; Schey and Biermann. N.A.C.A. 1930 Technical Note No. 331; Taylor and Rehbock.

[8] Aviation, November, 1934, str. 263, Fig. 36; Allen and Oswald.

URZĄDZENIE DO SAMOCZYNNEGO SPORZĄDZANIA MIESZANEK PALIWOWYCH

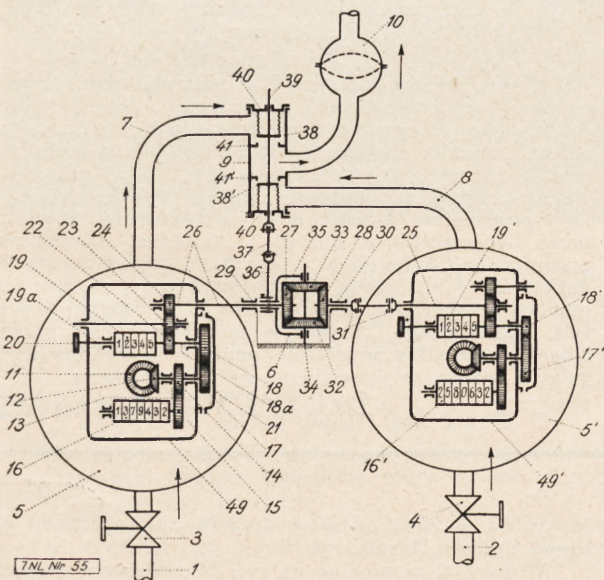
Inż. KAZIMIERZ SZYMAŃSKI

Znane są urządzenia do mieszania dwu lub większej ilości cieczy, przyczem ilość każdej cieczy jest mierzona specjalnym, przeznaczonym dla tej cieczy przepływomierzem; według wskazań tych przepływomierzy reguluje się dopływ poszczególnych cieczy, aby otrzymać pożądany skład mieszanki.

Używane dotychczas zespoły, pozwalające na sprawny pomiar i regulację przeciekających cieczy są różnego rodzaju. Tak naprzykład spotykamy zespół pojedyńczych przepływomierzy nawzajem w ruchu swym związanych, lub też ustrój dławiący rządzący przepływem cieczy do liczników-przepływomierzy, przymykany zapomocą serwomotorów, w zależności od szybkości przepływu cieczy, albo od ciśnienia, które powstaje przy różnych szybkościach przepływu.

Urządzenia powyższe posiadają różne wady, które powodują niedokładność składu mieszanki, zwłaszcza o ile powstaną niedokładności w ruchu przepływomierzy lub w dopływie któregoś ze składników mieszanki. Tak naprzykład w zespole pojedyńczych przepływomierzy związanych zdarzyć się może, iż w jednym z nich ciecz przestanie przeciekać naskutek wyczerpania się składnika lub zatrzymania się pompy. W tym przypadku przepływomierz ten utrzymany jest w ruchu przez inne przepływomierze i rejestruje ilości, które nie przepłynęły, co powoduje błąd pomiaru. W urządzeniach, wyposażonych w ustrój dławiący samoczynnie przed każdym przepływomierzem, pojawia się znów ta niedogodność, że otwieranie lub przymykanie rządzącego ustroju wymaga pewnego czasu, który niekiedy może trwać dość długo, co wywołuje błąd w stosunku składników mieszanki. Przy obydwu rodzajach urządzeń trudno potem bardzo wyrównać błędy, które powstały przy sporządzeniu mieszanek, zwłaszcza, iż połączone jest to z koniecznością zatrzymania co jakiś czas ruchu całej instalacji i dokonania kontroli i przeliczeń poszczególnych składników. W praktyce oczywiście nastręcza to poważne trudności, oraz wymaga inteligentnej obsługi.

Samoczynnie dozująca mieszalnia, opisana poniżej, wad tych nie posiada i w czasie ruchu nie wymaga obsługi; ilość poszczególnych składników mieszanki oraz ilość sporządzonej mieszanki daje się odczytać z łatwością w każdej chwili, ponadto widać odrazu bez obliczeń, czy zachowany jest wymagany stosunek procentowy poszczególnych składników.



Rys. 1.

W urządzeniu wg. rys. 1 poszczególne składniki mieszanki płyną rurociągami 1 i 2 pod ciśnieniem pomp; przeciekając przez zawory 3 i 4 do przepływomierzy 5 i 5', odpływają rurami 7 i 8 do wentyla podwójnego 9, samoczynnie regulującego stosunek składników mieszanki. Zmieszane składniki odpływają do komory 10, celem dokładnego przemieszania, a z komory 10 do zbiorników magazynujących. Zastosowane w mieszalni przepływomierze nie różnią się w części mierzącej od przepływomierzy normalnych.*)

Każdy z przepływomierzy mieszalni jest wyposażony w dwa liczydła: sumujące 16 i pomocniczo-porównawcze 19. Napęd obu liczydeł odbywa się zapomocą wałka przepływomierza, osadzonego na nim koła stożkowego 11 i zazębionego z nim 12. Kółko 12, wraz z kółkiem 14 jest osadzone na wałku 13. Zębate kółko 14, za pośrednictwem 15, obraca liczydło sumujące 16, rejestrujące w litrach całą ilość cieczy, jaka przez przepływomierz przepłynęła. Wałek 13 jest przedłużony na zewnątrz skrzynki 49, a na jego końcu jest osadzone dalsze kółko zębate 17, które zazębia się z kółkiem 18, osadzonem na wałku 18a, powodując ruch liczydła pomocniczego 19. Liczydło to może być po każdym pomiarze skasowane na zero zapomocą ręcznego kółeczka 20. Koła zębate 17 i 18 osadzone nazewnątrz liczydłowej skrzynki 49, są wymienne i przykrywane wieczkiem 21. Gdy kółka 17 i 18 są jednakowe, wówczas liczydło pomocnicze 19 wykazuje przepływ w litrach, jak i liczydło główne 16. W wypadku zaś, gdy kółka 17 i 18 mają średnice różne, liczydło 19 wykazuje ilości proporcjonalne do ilości rzeczywistych, wykazanych przez liczydło sumujące 16.

Jeśli obierzemy wielkość przekładni kółek 17 i 18 u obydwu przepływomierzy odwrotnie proporcjonalnie do szybkości przepływu cieczy w tych przepływomierzach, to o ile szybkości te będziemy ściśle utrzymywać według proporcji składników mieszanki, wówczas na liczydłach pomocniczych przepływomierzy otrzymamy identyczne liczby. Odwrotnie, o ile będziemy zapomocą zaworów 3 i 4, tak regulować przepływ, aby liczydła pomocnicze wykazywały jednocześnie identyczne liczby, otrzymamy proporcjonalnie prawidłowy, żądany skład mieszanki.

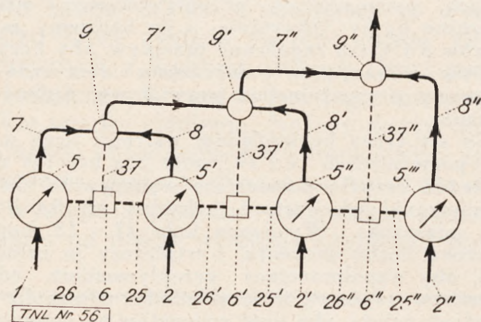
Co się tyczy bezwzględnej wartości liczb na liczydłach pomocniczych 19 i 19', może ona być tak dobrana, aby każde liczydło pomocnicze wykazywało ilość gotowej mieszanki lub wartość podzielną, np. 0,1 ilości gotowej mieszanki. Wymienne koła 17 i 18 mogą być oznaczone liczbą procentu, i wystarczy je założyć na wałki, aby współpracujący przepływomierz odmierzył procentowo właściwą ilość składnika mieszanki. Pamiętać jednak należy, aby ilość procentów na przepływomierzach współpracujących równała się 100.

Ruch obu pomocniczych liczydeł 19 i 19' każdego przepływomierza przenosi się za pośrednictwem kółek zębatych 22, 23, 24 na pomocnicze wałki 25 i 26, obracające się w przeciwnych kierunkach. Oba wałki 25 i 26 są wyprowadzone ze skrzynek liczydłowych i zawsze jeden prawy 26 od przepływomierza 5 i jeden lewy 25 od przepływomierza 5' działają na zespół satelitów 6. Gdy koła stożkowe 27 i 28 osadzone na wałku 26 i 25 poruszają się z jednakową szybkością, oś satelitów 34, a wraz z nią i cała osłona satelitowa pozostaje nieruchoma. Koła satelitowe 32 i 33 obracają się tylko naokoło swej osi. Na osłonie satelitowej 6 jest umocowana nieruchomo dźwignia 36, która zapomocą ramienia 37, oraz dwóch przegubów połączona jest z podwójnym wentylem regulacyjnym. Dźwignia ta działa na tłoki wen-

*) „Opis przepływomierza „Hefa", uwzględniającego rozszerzalność cieplną mierzonej cieczy". „Techniczne Nowości Lotnicze" 1934 r., Nr. 9, str. 23—26.

tyla regulacyjnego 38 i 38'. Podwójny wentyl regulacyjny 9 ma dwa tłoki 38 i 38', umocowane stale na wspólnej osi 39; oba te tłoki są odciążone od działania ciśnienia cieczy przed wentylem w ten sposób, że są złączone z pokrywami 40 falistemi cienkościennemi walcami. Walce te oddzielają zarazem wnętrze wentyla regulacyjnego od dławnic tłoczyska. Tłoki 38 i 38' w skrajnych położeniach dotykają siedzisk 41 i 41', a ich odległość od siedzisk jest obrana tak, aby w środkowem położeniu wrzeciona 39 oba tłoki były dostatecznie odległe od swoich siedzisk.

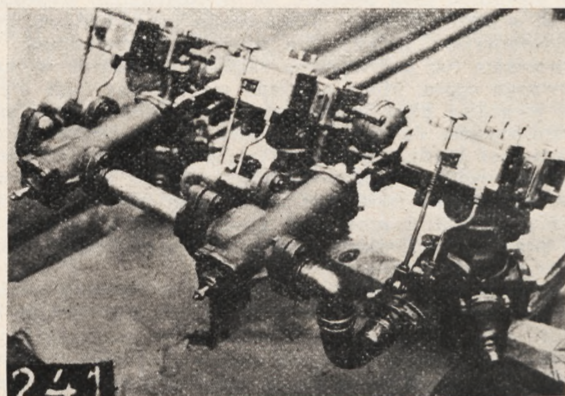
Całe urządzenie wyposażone w wyżej opisaną przekładnię dyferencjalną i podwójny wentyl regulujący działa całkowicie samoczynnie, utrzymując przepływ obu cieczy w stałym stosunku. Po założeniu odpowiednich przeniesień zębatych 17 i 18, względnie 17' i 18' do obu przepływomierzy i po otwarciu zaworów 3 i 4 przy przepływie cieczy zaczynają się obracać liczydła pomocnicze porównawcze 19 i 19' z jednakową szybkością, oczywiście o ile ciecz przepływa w ustalonym stosunku. Jednocześnie obracają się także z jednakową szybkością koła zębate 27 i 28 przeniesienia dyferencjalnego, jak również i koła obiegające 32 i 33 na osi 34. Oś 34 i jej skrzynka łożyskowa 35 oraz jej ramię dźwigniowe 36 są nieruchome, pod warunkiem, że przepływ w obu przepływomierzach pozostaje bez zmian. Gdy w jednym z przepływomierzy nastąpi skutkiem zwiększania ciśnienia większy przepływ cieczy, np. w przepływomierzu 5, zacznie się przepływomierz ten szybciej poruszać, a równocześnie zacznie się prędzej obracać i wałek 26 z kołem zębatem 27, skutkiem czego zaczną się toczyć i koła obiegające 32 i 33, a z niemi osłona łożyskowa 35 i ramię dźwigniowe 36. Ruch ramienia spowoduje przesuw wrzeciona 39 i zmniejszenie prześwitu przepływowego pomiędzy tłokiem 38 i siedziskiem 41, zdławiając tem samem szybkość przepływu cieczy do szybkości żądanej. W przypadku zmniejszenia w jednym z przepływomierzy szybkości przepływu cieczy nastąpi działanie odwrotne, którego rezultatem będzie zwiększenie prześwitu przepływowego na korzyść cieczy płynącej wolniej, zaś zmniejszenie przepływu dla cieczy płynącej szybciej. W ten sposób zgóry ustalony procentowy stosunek cieczy zostanie zawsze, bez względu na zachodzące zmiany szybkości przepływu poszczególnych cieczy, utrzymany.



Rys. 2.

Przy mieszaniu większej ilości składników niż dwa, należy ustrój zestawić wg. rys. 2, gdzie został przedstawiony schemat dla 4-ch składników. Rurociągi oznaczono linjami pełnemi, wałki i dźwignie linjami przerywanemi. Kierunek cieczy oznaczono strzałkami. Poszczególne składniki mieszanki płyną rurociągiem 1, 2, 2' i 2'' i są odmierzane przepływomierzami: 5, 5', 5'' i 5'''. Przetok pierwszych dwóch przepływomierzy 5 i 5' samoczynnie reguluje się podwójnym wentylem regulującym 9, kierowanym przeniesieniem dyferencjalnem 6. Wałki 26 i 25 przenoszą ruch przepływomierza na przeniesienie dyferencjalne 6 a łącznik 37 przenosi wypadkowy ruch na wentyl regulujący 9. Mieszanka pierwszych dwóch składników wycieka rurociągiem 7' i miesza się w drugim wentylu regulującym 9' ze składnikiem trzecim, odmierzanym przepływomierzem 5''. Druga przekładnia dyferencjalna 6' z wałkami 25' i 26' jest włączona pomiędzy drugi przepływomierz 5', a trzeci 5''. Mieszanka trzech składników wycieka rurociągiem 7'' i miesza się w trzecim wentylu regulującym 9'' ze składnikiem czwartym, który jest odmierzany przepływomierzem 5'''. Trzecia przekładnia dyferencjalna 6'', która oddziaływa na trzeci wentyl regulujący 9'' zapomocą łącznika 37'', jest zamontowana między trzecim przepływomierzem 5'' a czwartym 5''' i jest z nimi złączona zapomocą wałków 25'' i 26''.

O ile nastąpi zmiana szybkości przepływu w którymkolwiek z tak sprzężonych przepływomierzy, czy będzie to uszkodzenie przepływomierza, czy wyczerpanie się któregoś ze składników, samoczynnie zamknie się przepływ wszystkich innych składników, co daje gwarancję, że stosunek procentowy mieszanki nie zostanie zakłócony. Aby więc przerwać proces przyrządzania mieszanki, wystarczy zamknąć dopływ jednego ze składników. W tym wypadku najwygodniej jest zamknąć dopływ do przepływomierza 5''', który jest ostatni w rzędzie i oddziaływa na ostatni wentyl regulujący. Daje to możność zastosowania np. przy przepływomierzu 5''' urządzenia do automatycznego przerwania przepływu przy pewnej zgóry ustalonej ilości żądanej gotowej mieszanki, które wyłączy działanie mieszalni po sporządzeniu np. 10.000 litrów mieszanki.



Rys. 3. Urządzenie do sporządzenia mieszanki trójskładnikowej.

Wyżej opisane urządzenie mieszalni samoczynnie dozującej do sporządzania mieszanek z dowolnej ilości składników, jest wynalazkiem inżynierów czeskich: Franciszka Hejduka i Jana Neumana*). Jakkolwiek mieszalnia ta wynaleziona została dopiero w roku 1935, jednak w praktyce okazała się tak wyjątkowo dogodna i precyzyjnie działająca, iż jest obecnie wyrabiana przez licencjantów w Europie i Ameryce. Doniedawna produkowano mieszalnię z liczydłami pomocniczemi dodatkowemi (19), jednak bez automatycznej regulacji zapomocą przeniesienia dyferencjalnego i podwójnego wentyla regulującego, przepływ zaś regulowano ręcznie. Obecnie wszystkie mieszalnie, poprzednio wykonane z regulacją ręczną, są przerabiane na automatyczne.

*) Firma „Inż. Hejduk & Faix" w Pradze.

ERRATA.

W artykule „Dobranie śmigła do silnika i samolotu", zamieszczonym w poprzednim numerze, znalazły się następujące pomyłki druku:

Przy skali v/V rys. 2 powinny być liczby 20, 40,.. zamiast 2, 4,...

W 13 wierszu od góry drugiej szpalty str. 79 powinno być rys. 1 zam. rys. 2.

Wysokości nominalne na rys. 14 podano w stopach; dla przeliczenia na metry należy je pomnożyć przez 0,305.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

PRZYPOMNIENIE O KONKURSIE

W dniu 28 czerwca 1935 r. został ogłoszony przez Z.P.I.L. konkurs ku uczczeniu Imienia Marszałka Polski Józefa Piłsudskiego pod hasłem „Własne Siły Narodu" na oryginalną pracę z dziedziny lotnictwa, stanowiącą przyczynek naukowy. Termin składania prac konkursowych upływa dnia 15 września 1936 r. o godz. 12 w południe. Warunki konkursu były ogłoszone w specjalnym komunikacie, który można otrzymać w Sekretarjacie Z.P.I.L. (Warszawa, ul. 6 Sierpnia 50).

WIECZERZA KOLEŻEŃSKA

W dniu 2 maja odbyła się w lokalu Aeroklubu Rzeczypospolitej przy ul. Królewskiej 2 wspólna wieczerza koleżeńska, urządzona pod hasłem „poznajmy się". Zebranie zaszczycili swą obecnością członkowie honorowi Związku, pp. gen. Rayski, prof. Huber i prof. Witoszyński. Sprawy zaopatrzenia reprezentował p. płk. Abczyński, przemysł lotniczy delegował co znamienitszych dyrektorów jako przeciwwagę szarego lecz zato licznego bractwa z pod znaku Dep. i K. Z. A.

Aeroklub Rzeczypospolitej, gospodarz łaskawie użyczonego lokalu, wystawił najlepszy swój zespół bridge'owy, który z kretesem przegrał rozgrywkę o puhar rektyfikacji izdebnickiej. Jako dodatek do gastronomicznych wyczynów Simon-Steckiego kol. Werner zaprezentował próbki soli attyckiej (w najlepszym gatunku), budząc huczne oklaski zebranych i ciche westchnienia oprawianych delikwentów.

Część kolegów, którzy nie mieli, jak sprawozdawca niniejszego, do załatwienia przed 12 w nocy ważnych spraw rodzinnych, podziwiała o świcie wschód słońca nad placem Marszałka i w cichej zadumie oceniała wartość mazurskiego przysłowia o Wojtku i... kapeluszu.



Dla upamiętnienia miłych tych chwil dokonane zdjęcie, aczkolwiek budzi zrozumiały żal do kol. Łabucia za zbyt ruchliwe osadzenie głowy, jest do nabycia w Aeroklubie Rzeczypospolitej w cenie złotych 2 gr. 50.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Niektóre zagadnienia dotyczące paliw i smarów do nowoczesnych silników lotniczych wygłosił dnia 1 maja 1936 r. inż. Jan Tuszyński.

Odczyt ten wraz z dyskusją zostanie wydrukowany w czerwcowym numerze „Technicznych Nowości Lotniczych".

Dezyderaty lekarskie co do doskonalenia konstrukcji samolotów wygłosił dnia 22 maja 1936 r. mjr. dr. Władysław Sawicz.

Samoloty powinny być przystosowane do fizjologicznych właściwości człowieka. Załodze samolotu należy umożliwić łatwe wejście i wyjście z kabiny, co jest ważne zwłaszcza w zimie i w lotach wysokościowych, gdy grube kombinezony tamują swobodę ruchów. Siedzenia powinny być wygodne i pochylone ku tyłowi celem zmniejszenia zmęczenia w locie i ułatwienia pilotażu. Z tego samego względu wskazane są oparcia dla łokci. Kabina wygodna, a nawet trochę komfortowa dodatnio wpływa na samopoczucie, a zatem i na sprawność załogi.

Tablicę pokładową należy umieszczać w odpowiedniej odległości, gdyż zarówno zabliskie, jak i zadalekie jej umieszczenie znacznie utrudnia, a czasami uniemożliwia prawidłowy pilotaż.

Na zmęczenie i poprawność w sterowaniu samolotem ma duży wpływ umieszczenie drążka sterowego i orczyka; konieczna jest łatwa regulacja ustawienia tego ostatniego.

Jako wielkość orjentacyjna może służyć przeciętny wzrost kandydatów do personelu latającego, który obecnie w Polsce wynosi 166 cm.

Załoga powinna być zabezpieczona przed wpływami atmosferycznemi i prądami powietrza, znacznie utrudniającemi pracę. Sposób odprowadzenia gazów spalinowych powinien uniemożliwić przedostawanie się ich do kabin załogi, bowiem działanie tych gazów powoduje bóle głowy, mdłości, nieprawidłowe działanie serca i inne zaburzenia. Konieczne jest intensywne przewietrzanie kabin zamkniętych.

Oddziaływanie hałasu na ucho wewnętrzne jest bardzo szkodliwe, a miarą tej szkodliwości może być stopień wzrostu zużycia tlenu, które dochodzi do 38% ponad normę. Ponieważ całkowite osłonięcie uszu nie jest wskazane, gdyż słuch pomaga załodze w pracy np. pilotowi ułatwia kontrolę pracy silnika, należy starać się o stłumienie źródeł hałasu i staranną izolację kabin zamkniętych.

Znaczne przyśpieszenia źle oddziaływują na organizm; drganie i huśtanie powodują t. zw. chorobę morską, należy zatem starać się o jaknajznaczniejsze zmniejszenie tych wpływów.

Załogę należy zabezpieczyć przed urazami, a to przez zaokrąglenie wystających części konstrukcji wnętrza kabin, osłonięcie ostrych krawędzi skórą, lub musem i nieumieszczanie na wysokości twarzy wystających przyrządów pokładowych.

Pas brzuszny powinien mieć szerokość 20 do 30 cm., aby rozłożyć nacisk na większej powierzchni. Dobremi wydają się angielskie krzyżowe pasy bezpieczeństwa. Zapięcie pasów musi być łatwe do otwarcia i zabezpieczone przed samoczynnem otwarciem się. Zwalnianie pasów i naciąganie ich musi być możliwe w locie i łatwe, a niepowodujące samoczynnego rozluźniania się pasów.

Urazy głowy stanowią 40% urazów, a śmierć w 70% wypadków spowodowana jest urazami głowy, wobec czego wskazana jest ochrona głowy przez obowiązkowe używanie kasku lotniczego.

Wypadki przy zapuszczaniu ręcznem silników wskazują na konieczność powszechnego stosowania mechanicznych rozruszników.

W szybowcach należy powiększyć amortyzację siedzeń i zaopatrzyć je w odpowiednie pasy bezpieczeństwa.

Przebieg dyskusji był następujący:

Inż. Janik. Pasy bezpieczeństwa powinny być poddawane próbom na większe obciążenia do granicy, jaką wytrzymuje organizm ludzki. Regulację pasów w locie możnaby zastąpić poduszkami pneumatycznemi przesuwającemi pilota.

Inż. Challier. Pas brzuszny jest lepszy, gdyż układ mięśniowy brzucha jest lepiej przystosowany do amortyzowania szarpnięć pasa aniżeli mniej elastyczny układ kostny, który przenosi obciążenie przy stosowaniu pasów krzyżowych.

Są dwa główne źródła hałasu: wydech silnika i śmigło; o ile pierwsze z nich jest już obecnie dość skutecznie opanowane, to z drugiem są bardzo duże trudności. Należy zwrócić specjalną uwagę na konstrukcję wnętrz kabin, przez co można tłumić hałas, podczas gdy nieraz nieodpowiednie ukształtowanie wnętrza kadłuba powiększa hałas. Połączenia poszczególnych części np. wieżyczek strzelniczych, należy starannie z tego punktu widzenia opracować.

Inż. Rzewnicki. Zatykanie uszu watą i kominiarka skórzana bez otworów na uszy dość skutecznie chronią przed hałasem, ale są tylko półśrodkiem, dość w stosowaniu niewygodnym.

Angielskie pasy są bardzo wygodne i praktyczne, ponieważ są gładkie i nie zaczepiają o uprząż spadochronu. Zastąpienie regulacji pasów poduszkami pneumatycznemi wydaje się niepraktyczne ze względu na brak miejsca.

Inż. Frauss. Konstruktorzy ze względu na osiągi dążą do zmniejszenia wymiarów kabiny, ażeby ten uszczuplony gabaryt dawał jednak załodze swobodę ruchów, trzeba dostosować doń ekwipunek lotniczy, przez opracowanie lżejszych i cieńszych kombinezonów wykonanych np. z wełnianych materji pokrytych warstwą nieprzemakalnej tkaniny.

Stosowanie kabin hermetycznych jest bardzo trudne, a dla obserwatora i strzelca przeważnie niemożliwe, należy więc tłumić hałas i szkodliwy wpływ wibracji przez dostosowanie odzieży np. danie przestrzeni tłumiącej przy uchu, co można osiągnąć przez nałożenie słuchawek z pneumatykami na wzór radjowych. Wyściełanie kabiny może zmniejszyć wpływ wibracji.

Wygoda siedzeń jest psuta przez spadochrony; należałoby stosować poduszkę i do spadochronu plecowego.

Ochronę przed urazami zapewnia wykładanie wnętrza kabiny musem kauczukowym pochodzenia zagranicznego. Szczecina klejona gumą jest dwa razy cięższa od musu. Odpowiednie zaprojektowanie przewietrzenia kabin wymaga danych, jakie zawartości gazów szkodliwych są dopuszczalne i jaki jest dopuszczalny czas trwania pewnego stężenia gazów; tych wskazań konstruktorzy oczekują.

Prawdopodobnie tak znaczny procent wypadków śmiertelnych od urazu głowy powstał stąd, że brano pod uwagę i wypadki śmierci od jednoczesnych urazów głowy i innych organów, co jednak nie powinno być kwalifikowane, jako śmierć spowodu urazu głowy.

Niższe wytrzymałości naszych pasów w odróżnieniu od zagranicy wynikają stąd, że my próbujemy pasy statycznie a inni dynamicznie. Pasy krzyżowe wydają się lepsze ponieważ rozkładają naciski na większą ilość elementów ciała i trzymają we wszystkich kierunkach. Zapuszczenie silników większych odbywa się obecnie już tylko mechanicznie, a w silnikach małych np. przy samolotach sportowych ręczny rozruch naogół nie stwarza niebezpieczeństwa.

Ppłk dr Fiumel. Lekarze nie nadążają za postępami techniki wskutek większych trudności przy przeprowadzaniu badań oraz tego, że maszyna ludzka trudniej przystosowuje się do specjalnych warunków, aniżeli elementy konstrukcji lotniczych. Personel latający skarży się na ekwipunek i na konstrukcję samolotów. C.B.L.L. prowadzi prace w celu udoskonalenia ekwipunku. Stworzono nowy typ inhalatora, zaprojektowano kask, prowadzi się pracę nad okularami i doborem materjałów na odzież. Dużo jest też do zrobienia w przystosowaniu samolotu do specjalnych właściwości maszyny-człowieka. Trzeba człowiekowi stworzyć możliwe warunki, bo w obecnym stanie często wypadek spowodu t. zw. błędu pilotażu za istotną przyczynę miał nadmierne zmęczenie załogi ciężkiemi warunkami pracy, lub zatrucie gazami.

W sprawach bezpieczeństwa lotu została nawiązana stała współpraca C.B.L.L. z I.B.T.L.; należy czynić dalsze wysiłki, ażeby ta współpraca objęła wszystkie zagadnienia z budowy i użytkowania sprzętu lotniczego, w których świat lekarski ma coś do powiedzenia

Inż. Czaykowski. Badania wytrzymałości organizmu ludzkiego są znacznie trudniejsze, aniżeli ustalenie spółczynników dla konstrukcji lotniczych; pewnych danych mogłaby dostarczyć odpowiednio prowadzona statystyka.

Okoliczność, że amortyzacja zależy nietylko od wielkości siły, ale i od drogi, zdawałaby się przemawiać za pasami brzusznemi, gdzie przesunięcia bez uszkodzenia ciała ludzkiego są znacznie większe.

Konstruktorzy oczekują od lekarzy podania pewnych konkretnych danych charakteryzujących wytrzymałość i właściwości organizmu ludzkiego, co pozwoli odpowiednio przystosować konstrukcję samolotu.

Kolor szkieł w kabinach ma prawdopodobnie wpływ na samopoczucie załogi.

Inż. Challier. Lekarze powinni podawać wymagania minimalne najwyżej zaś przeciętne, stawianie bowiem maksymalnych ograniczałoby możliwości doskonalenia konstrukcji samolotu i polepszenia jego osiągów.

Inż. Riess. Należy tłumić jednocześnie obydwa źródła hałasu, ponieważ wtedy tylko tłumienie jest skuteczne. Możliwe, iż hałas od śmigła możnaby tłumić przez interferencję drgań.

Należy pójść na kompromis pomiędzy dostosowaniem samolotu do człowieka i dostosowaniem tegoż samolotu do warunków bojowych, gdyż tak jedno jak i drugie wpływa na życie załogi; czasami maszyna mniej dostosowana do człowieka, a doskonalsza pod względem technicznym, może mu uratować życie w akcji bojowej.

Mjr. dr. Leoszko. W instrukcji prób użytkowności samolotu wiele postulatów lekarskich jest uwzględnionych, to jednak kwestji nie wyczerpuje. Współpraca między konstruktorem, użytkowcem i lekarzem powinna być stała i rozpoczynać się już przy ustalaniu wstępnego projektu budowy prototypu.

Naogół gorsze warunki pracy na samolocie ma obserwator, na co należy zwrócić uwagę.

Od hałasu i drgań przedewszystkiem należy chronić czaszkę, zmniejszając przewodnictwo kostne.

Mjr. dr. Sawicz. Pasy bezpieczeństwa zaplątują się w uprząż spadochronu, dobrzeby było ażeby spadochron pozbawić pasów, a przymocować bezpośrednio do odzieży lotniczej np. do specjalnej kamizelki.

Pasy krzyżowe ze względów fizjologicznych wydają się bardziej racjonalne od pasów brzusznych.

Materjał na odzież lotniczą musi być lekki, nieprzemakalny, niepalny, posiadać małe przewodnictwo cieplne; trudno to wszystko pogodzić, mimo to stale są czynione usiłowania, ażeby taki materjał znaleźć.

Mjr. dr. Sikorski. Wata jako środek zabezpieczający ucho przed hałasem jest bardzo dobra, nie należy jej tylko brać zadużo, nie zbijać i tamponowi nadać kształt stożka. Słuchawki są złe, gdyż wskutek braku przewiewu w uszach gromadzi się wilgoć.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

2747 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.